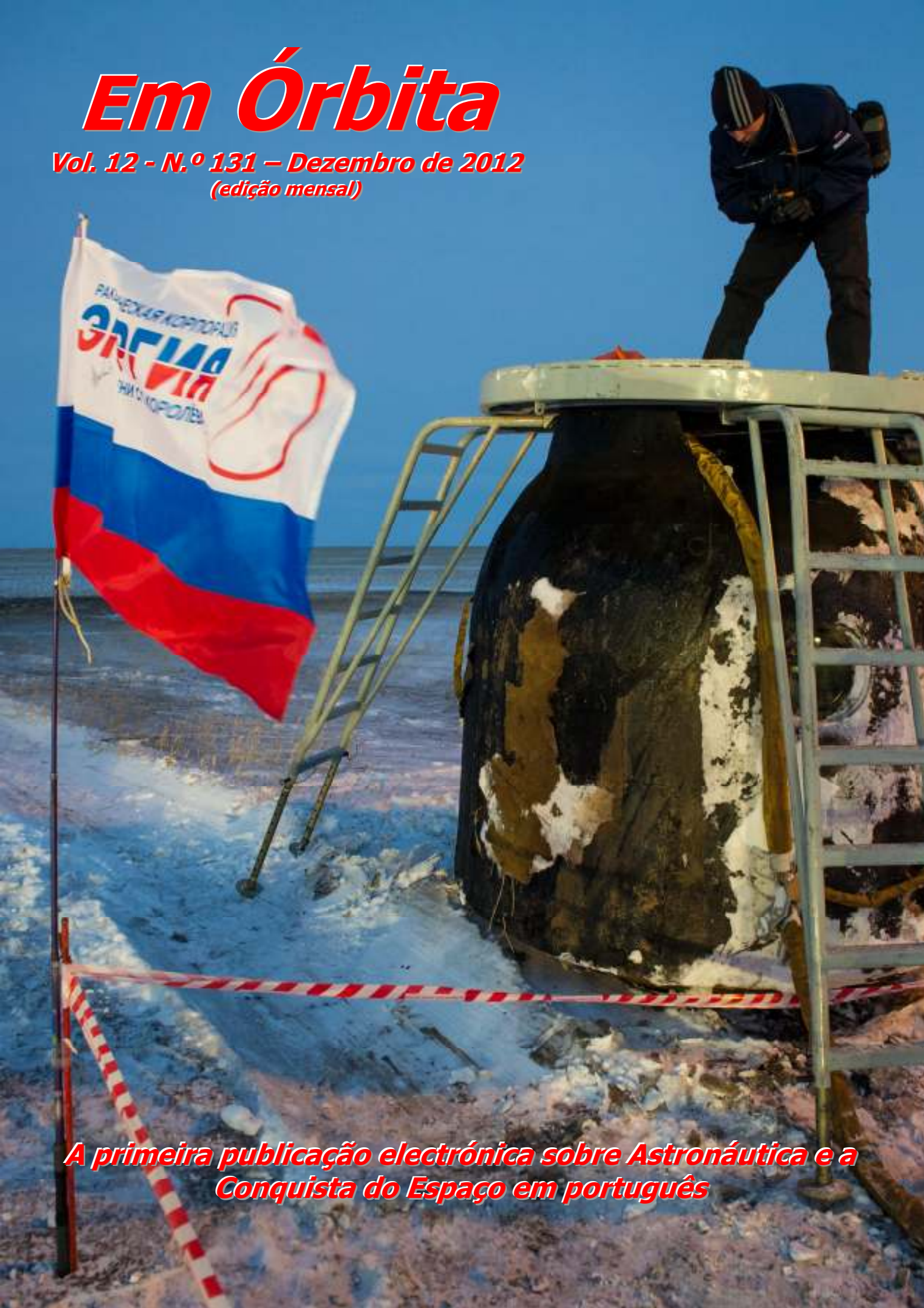
Em Órbita

Vol. 12 - N.º 131 – Dezembro de 2012
(edição mensal)



A primeira publicação electrónica sobre Astronáutica e a Conquista do Espaço em português

Em Órbita n.º 131 (Vol. 12) – Dezembro de 2012

O Em Órbita está no Twitter

Visite-nos no Twitter em

http://twitter.com/zenite_nu

Índice

Voo espacial tripulado – O regresso da Soyuz TMA-05M	**5**
Lançamentos orbitais em Outubro de 2012	**15**
Proton-M lança dois satélites para a Rússia	**16**
Arianespace lança dois satélites de comunicações	**24**
Rússia lança sexto Meridian	**37**
Huanjing-1C para monitorização ambiental	**42**
Segundo Proton-M de Novembro	**56**
China lança tripleto de escuta oceanográfica	**65**
Zhongxing-12: o terceiro lançamento da China em Novembro	**73**
Quadro de lançamentos recentes	**92**
Outros objectos catalogados	**94**
Regressos / Reentradas	**94**
Lançamentos orbitais previstos para Dezembro de 2012 e Janeiro de 2013	**96**
Próximos lançamentos tripulados	**97**
Lançamentos Suborbitais	**98**
Cronologia Astronáutica (LXXXIII)	**99**
Explicação dos termos técnicos	**100**

O boletim *Em Órbita*, dedicado à Astronáutica e à Conquista do Espaço, é da autoria de Rui C. Barbosa e tem uma edição electrónica mensal. Versão *web* (http://www.zenite.nu/orbita/ - www.zenite.nu): Estrutura: José Roberto Costa; Edição: Rui C. Barbosa

Neste número colaboraram José Roberto Costa, Manuel Montes e Jonathan McDowell.

Qualquer parte deste boletim não deverá ser reproduzida sem a autorização prévia do autor.

Rui C. Barbosa
BRAGA
PORTUGAL

00 351 93 845 03 05
rmcsbarbosa@gmail.com

Na Capa: A cápsula Soyuz TMA-05M nas estepes geladas do Cazaquistão após a sua aterragem. Imagem: NASA.

Campanha da ANIMAL Contra as Touradas em Portugal

Tourada, Não! Abolição!

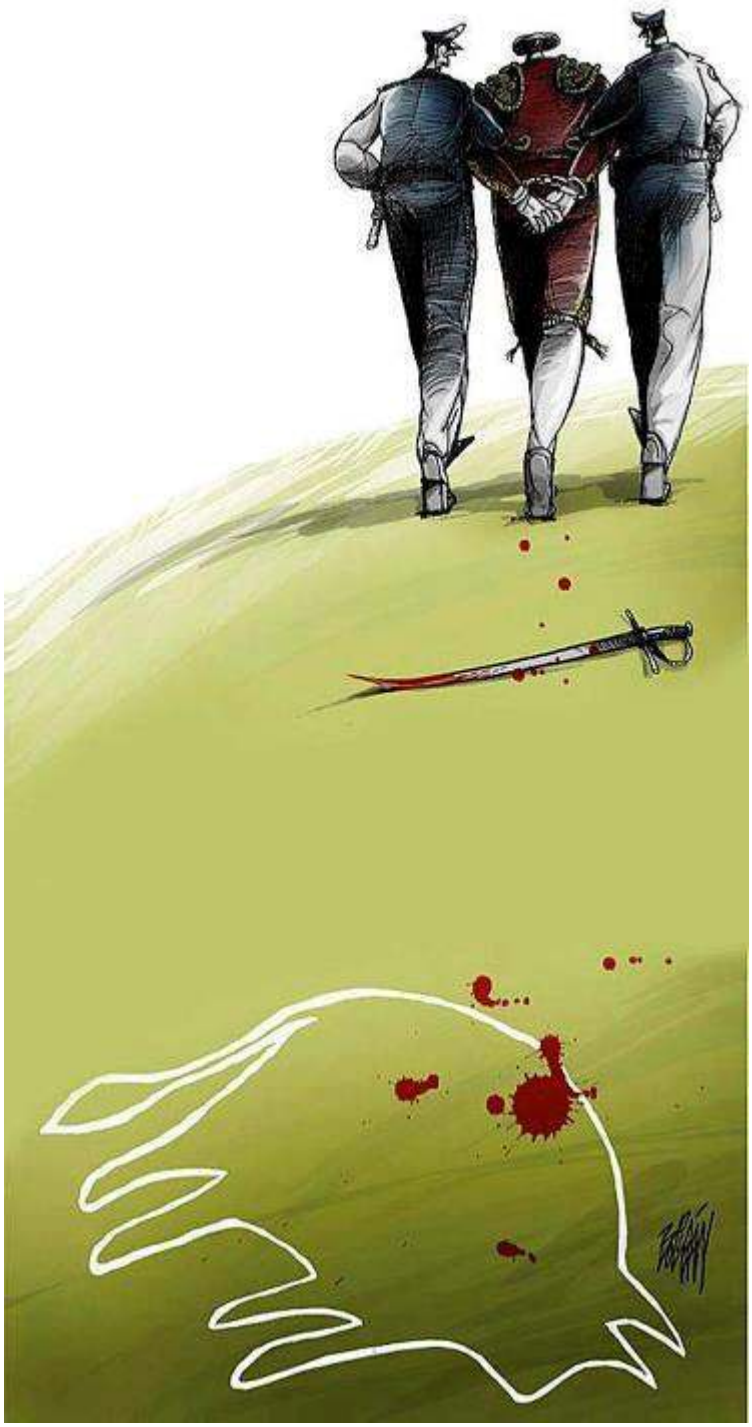
Conheça o Horror e a Perversão das Touradas em http://www.animal.org.pt/

Seja parte da Mudança. Junte-se à ANIMAL!

Torne-se sócia/o da ANIMAL e apoie a organização na defesa dos direitos dos animais. Inscreva-se através de socios@animal.org.pt.

Junte-se ao Grupo de Activismo da ANIMAL. Inscreva-se enviando um e-mail em branco para activismo_animal-subscribe@yahoogroups.com.

Para mais informações, por favor contacte a **ANIMAL** através do e-mail info@animal.org.pt ou visite o site www.animal.org.pt.

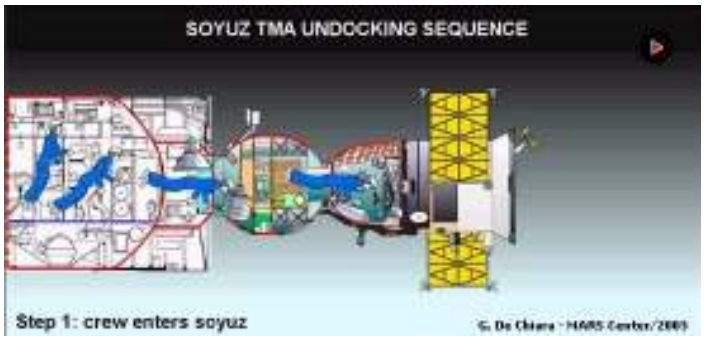


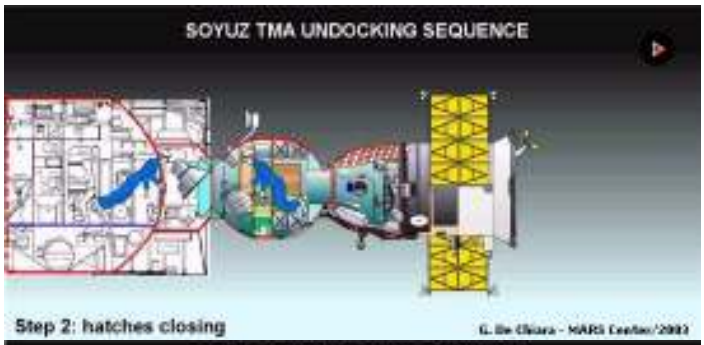
Pelo fim das touradas no mundo!
Fight bullfights!

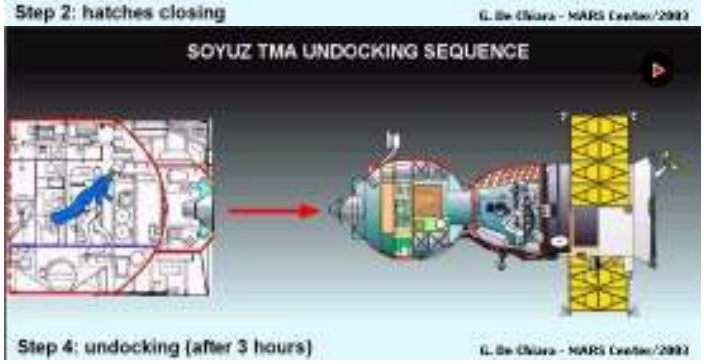
Voo espacial tripulado

O regresso da Soyuz TMA-05M

A Soyuz TMA-05M tripulada por Yuri Ivanovich Malenchenko (Comandante – Rússia), Sunita Lyn Williams (Engenheira de Voo n.º 1 – EUA) e Akihiko Hoshide (Engenheiro de Voo n.º 2 – Japão), regressou à Terra a 19 de Novembro de 2012. O regresso decorreu normalmente e sem qualquer problema com a aterragem a ter lugar às0153:30UTC.



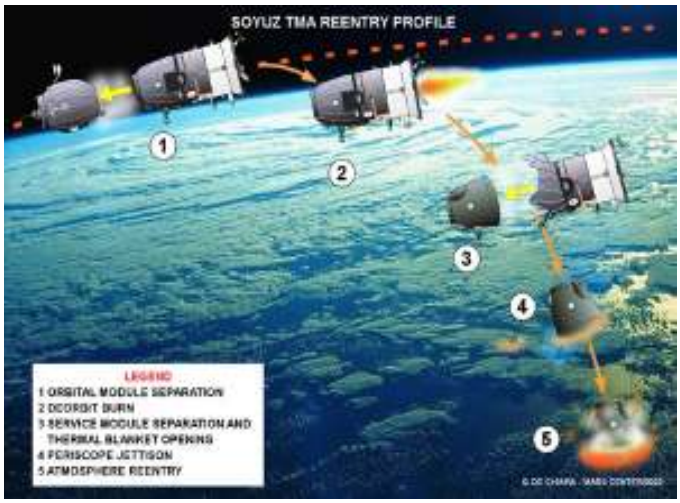




O regresso à Terra das tripulações da Soyuz TMA-M inicia-se com a entrada dos cosmonautas na cápsula envergando os seus fatos de trabalho. De seguida procede-se ao encerramento das escotilhas de ambos os veículos e depois os cosmonautas no interior da Soyuz TMA envergam o conjunto anti-gravidade e os seus fatos espaciais pressurizados. Estando tudo a postos dá-se a separação entre os dois veículos.

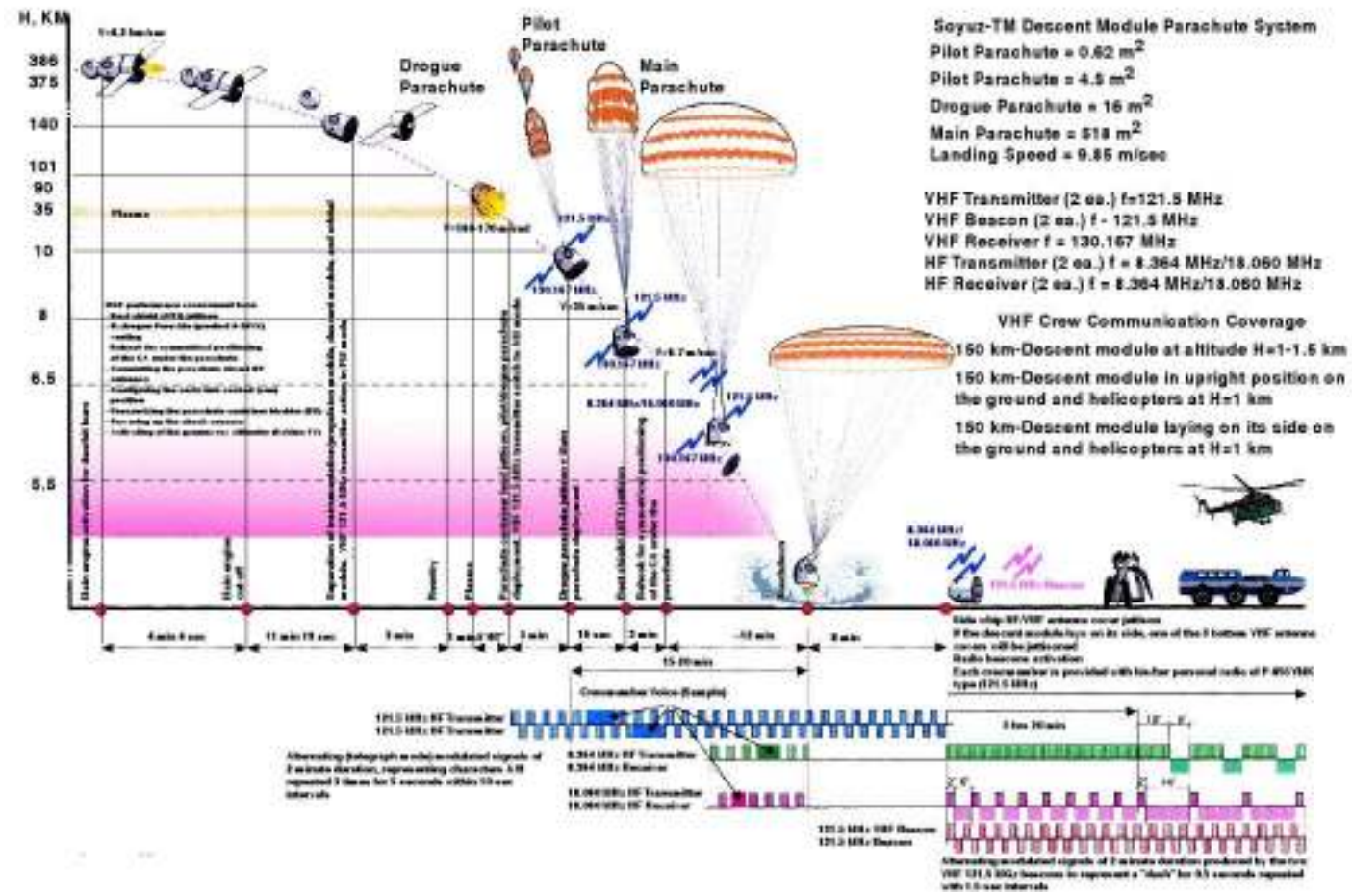
As cápsulas Soyuz TMA-M separam-se dos módulos aos quais estão acopladas após a tripulação ter executado a verificação da não existência de fugas na área do vestíbulo entre o módulo e a cápsula espacial, dos seus fatos espaciais pressurizados e da escotilha entre o Módulo Orbital e o Módulo de Descida.

Em preparação para o regresso à Terra, a tripulação enverga o fato angi-G Kentvar por debaixo dos fatos espaciais pressurizados Sokol. O vestuário Kentvar é um fato de protecção que consiste de calções, polainas, cuecas, meias e um casaco, que agem como uma contra-medida para distúrbios circulatórios, previne a sobrecarga de um tripulante durante a descida e aumenta a tolerância ortostática durante a adaptação após o voo. Os tripulantes são também aconselhados a ingerirem fluidos com aditivos de electrólitos para preparar os seus corpos para os rigores do regresso. Estes fluidos são constituídos por três tabletes de cloreto de sódio ao pequeno-almoço e após o almoço, juntamente com 300 ml de fluído e duas pastilhas durante a refeição a bordo da Soyuz TMA-M antes da retro travagem.



Os três tripulantes dedicaram especial atenção à colocação do cinto médico com sensores, assegurando-se de um bom contacto entre os sensores e o corpo. Durante os preparativos para o regresso, antes da reentrada atmosférica, os tripulantes sentam-se confortavelmente nos assentos Kazbek, apertam os cintos de segurança e asseguram-se de um contacto justo entre o corpo e os assentos.

Com a estação espacial internacional a entrar em derive livre, a Soyuz TMA-05M separava-se da estação espacial às 2226:03UTC do dia 18 de Novembro de 2012 após ter sido enviado de forma manual pela tripulação um comendo manual para a separação às 2223UTC. A primeira queima de separação ocorre entre cerca de 15 a 20 metros às 2229UTC, com uma queima de 15 segundos de duração que altera a velocidade do veículo em 0,57 m/s utilizando dois motores DPO-B1.



Após a primeira queima de separação a tripulação activou o computador de bordo do sistema digital BTsVK e o sistema de controlo VTsVK 'Chaika', introduzindo os mais recentes parâmetros de orientação. A cápsula vai-se afastando da estação espacial até esta se tornar um ponto no espaço.

A manobra de retrotravagem teve lugar às 0058UTC do dia 19 de Novembro e origina uma variação de 128 m/s na velocidade do veículo que iniciava assim a descida. Os três módulos separam-se de forma simultânea com a separação a ter lugar a cerca de 140 km de altitude às 0126UTC. Após a separação dos três módulos, o módulo de propulsão e instrumentação é colocado numa ângulo de -79,5º em relação ao eixo de referência dezasseis segundos após a separação dos módulos. Nesta posição, e caso este módulo não se tivesse separado do módulo de descida, o calor da reentrada iria derreter as ligações entre os dois módulos. O computador principal TsVM-101 é desactivado 266 segundos após a orientação do veículo e a reentrada atmosférica iniciava-se às 0129UTC.

A fase de orientação iniciou-se a uma altitude de 81,1 km. O primeiro sinal da reentrada atmosférica surge quando as partículas de poeira começam a assentar no módulo de descida. A partir desta altura os três elementos têm de prestar atenção pois as cargas gravíticas começam a aumentar rapidamente. A bordo a sensação da força gravítica no corpo vai-se instalando, tornando os corpos mais pesados e dificultando a respiração e a fala. Estas são sensações normais e os tripulantes são aconselhados a lidarem com elas calmamente. Muitos cosmonautas sentem a sensação de um alto na garganta, mas isto não é caso para ficarem nervosos, pios esta é uma sensação frequente e não deve ser contrariada. A melhor solução é "tentar não engolir e falar nesta altura". Os tripulantes devem prestar atenção à função visual e, caso ocorra algum distúrbio, criar uma tensão adicional de pressão abdominal e nos músculos das pernas.

A máxima carga gravítica sobre os tripulantes ocorreu cerca das 0137UTC a uma altitude de 33,3 km. A abertura dos pára-quedas é ordenada a uma altitude de cerca de 10,7 km (0138UTC). Dois pára-quedas piloto (de 0,62 m^2 e 4,5 m^2) extraem o pára-quedas de travagem com uma área de 16 m^2. Este pára-quedas reduz a velocidade de descida de 230 m/s para 80 m/s e auxilia na estabilização

da cápsula ao original uma ligeira rotação da mesma. O pára-quedas de travagem acaba por se separar com a abertura do pára-quedas principal (518 m^2) que reduz a velocidade de descida para 7,2 m/s. Inicialmente, a cápsula encontra-se suspensa com um ângulo de 30º em relação ao horizonte, colocando-se na vertical pouco antes da aterragem.

Durante as diferentes fases de abertura dos pára-quedas, os tripulantes sentem alguns «abanões» no interior do módulo de descida. Estes não devem estar preocupados, mas devem estar preparados para o facto de que aquando da abertura do pára-quedas principal na posição assimétrica, ocorrem movimentos de balanço e de rotação que podem original irritações vestibulares. É assim importante manter os sistemas de fixação bem apertados na pélvis e no arco peitoral. A irritação vestibular pode ocorrer em diferentes formas tais como vertigens, hiperidrose (transpiração anormalmente aumentada), ilusões posturais, desconforto geral e náusea. Para prevenir a irritação vestibular a tripulação deve limitar os movimentos da cabeça e dos olhos, bem como fixar a visão em objectos imóveis.

Mesmo antes da aterragem (que é suavizada pela ignição de seis motores sólidos que se encontram por detrás do escudo térmico entretanto descartado), a tripulação deve se preparar para o impacto com o solo. Os seus corpos devem estar fixos ao longo da superfície dos assentos personalizados. A velocidade de aterragem é de cerca de 9,9 m/s. A aterragem deu-se a 51º 63´13,3''N – 67º 8' 24,6''E, a cerca de 3 km do local previsto e a 87 km da cidade de Arkalik.

A aterragem da Soyuz TMA-05M teve lugar às 0153:30UTC com a missão a ter uma duração de 126 dias 23 horas 13 minutos e 27 segundos.

A tripulação não se deve levantar de imediato após a aterragem. São assim aconselhados a permanecer no interior sentados nos assentos Kazbek durante alguns minutos e somente depois se devem levantar. Ao se levantarem, devem limitar os movimentos da cabeça e dos olhos para evitar assim movimentos excessivos, procedendo de forma calma e lenta. Os seus corpos não se devem adaptar à gravidade terrestre na posição vertical de forma muito rápida. Para tal são colocados em assentes reclináveis logo após serem removidos do interior do módulo de descida. Mais tarde são transportados para uma tenda médica ou de imediato para um helicóptero que os transportam para um local seguro.

O local de aterragem da Soyuz TMA-05M. Imagem: Centro de Treino de Cosmonautas 'Yuri Gagarin'.

A tripulação da Soyuz TMA-05M

A tripulação principal da Soyuz TMA-05M foi composta pelo cosmonauta russo Yuri Ivanovich Malenchenko (Comandante da Soyuz TMA-05M, Engenheiro de Voo da ISS na Expedição 32/33), pela astronauta norte-americana cosmonauta russo Sunita Lyn Williams (Engenheira de Voo n.º 1 da Soyuz TMA-05M, Engenheira de Voo da Expedição 32 e Comandante da Expedição 33), e pelo astronauta japonês Akihiko Hoside (Engenheiro de Voo n.º 2 da Soyuz TMA-05M e Engenheiro de Voo da Expedição 32/33).

A tripulação principal da Soyuz TMA-04M. Da esquerda: Akihiko Hoside (Japão), Yuri Ivanovich Malenchenko (Rússia) e Sunita Lyn Williams (EUA). Imagem: RKK Energia.

À direita: Os três membros da tripulação da Soyuz TMA-05M pouco após ter sido extraída do interior da cápsula espacial, é colocada em cadeiras reclináveis especiais para facilitar a adaptação inicial à gravidade. À esquerda: O local de descida da Soyuz TMA-05M é marcado com uma placa comemorativa. Imagens: Centro de Treino de Cosmonautas 'Yuri Gagarin'.

Ю. МАЛЕНЧЕНКО
Y. MALENCHENKO
MALENCHENKO
WILLIAMS
ПАЛАДКА
WILLIAMS
Ю. МАЛЕНЧЕНКО

Yuri Ivanovich Malenchenko (Юрий Иванович Маленченко) – Nascido a 22 de Dezembro de 1961 em Svetlovodsk, Região de Kirovgrad na República Socialista Soviética da Ucrânia, Yuri Malenchenko foi o Comandante da Soyuz TMA-05M, sendo também Engenheiro de Voo da Expedição 32 e da Expedição 33 a bordo da ISS.

Em 1979 ingressa no Instituto de Rádio-Electrónica de Kharkov, terminando aí a sua formação em 1983 e posteriormente é admitido na Escola Superiora da Força Aérea Soviética de Kharkov em 1983. Serviu até 1987 como piloto de caça em Tiraspol, no distrito militar de Odessa. Foi por duas vezes considerado Herói da União Soviética e detém um diploma de Piloto Engenheiro. É piloto militar de 3ª classe, tendo um total de 830 horas de voo e realizado mais de 150 saltos de pára-quedas.

Malenchenko foi um dos 5 candidatos seleccionados para a equipa de cosmonautas soviéticos em Junho de 1987. Entre Dezembro de 1987 e Junho de 1989 frequentou o curso geral de treino espacial. Em Julho de 1989 qualificou-se como Comandante para uma missão Soyuz-Mir e foi designado para um voo juntamente com o cosmonauta Andrei Yevgenyevich Zaitsev. Esta missão deveria ter uma duração de 18 meses, mas foi entretanto cancelada. Entre 1991 e 1993 constituiu diversas equipas de treino com os cosmonautas Sergei Konstantinovich Krikalyov, Nikolai Mikhailovich Budarin e Gennady Mikhailovich Strekalov. Malenchenko acabou por ser seleccionado para Comandante suplente da missão Soyuz TM-18 lançada a 8 de Janeiro de 1994.

Entre 1990 e 1993, Malenchenko também frequentou a Academia de Engenharia da Força Aérea em Zukhovsky.

O seu primeiro voo espacial teve lugar a 1 de Julho de 1994 quando, juntamente com o cosmonauta Talgat Amangelyevich Musabayev, foi lançado a bordo da Soyuz TM-19 (EO-16). Malenchenko e Musabayev juntaram-se ao médico-cosmonauta Valeri Vladimirovich Polyakov que se encontrava na estação espacial Mir desde Janeiro de 1994. A missão Soyuz TM-19 / EO-16 teve uma duração de quatro meses e foram levadas a cabo duas actividades extraveículares (9 de Setembro de 1994, com uma duração de 5h 4m, e 13 de Setembro de 1994, com uma duração de 6h 1m).

A 2 de Setembro de 1994, quando a tripulação iniciava o seu terceiro mês de permanência em órbita, Malenchenko levou a cabo um procedimento de emergência que salvou não só a sua missão, mas todo o programa. O cargueiro espacial Progress M-25 não conseguiu acoplar automaticamente à Mir e Malenchenko, sabendo que sem mantimentos ele e Musabayev seriam forçados a regressar à Terra, comandou a acoplagem a partir da estação espacial, trabalhando juntamente com o controlo da missão em Kaliningrado. A primeira missão espacial de Malenchenko teve uma duração de 125 dias 22 horas 53 minutos e 36 segundos e tornou-se juntamente com Talgat Musabayev no 308º ser humano e no 77º cosmonauta russo a realizar uma missão espacial orbital.

Em finais de 1994, e após o seu regresso da missão EO-16, Malenchenko sofreu ferimentos graves num acidente de automóvel ficando inelegível para um voo espacial durante quase dois anos, apesar de continuar a trabalhar no Centro Espacial Johnson da NASA como representante do Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin.

Entretanto, e após ter sido readmitido para levar a cabo uma missão espacial, foi seleccionado no Verão de 1998 para a missão STS-106 ISS-2A.2b levada a cabo entre 8 e 20 de Setembro de 2000, a bordo do vaivém espacial OV-104 Atlantis, tendo visitado pela primeira vez a estação espacial internacional ISS e realizado uma actividade extraveícular (10 de Setembro de 2000, com uma duração de 6h 21m). Esta segunda missão espacial teve uma duração de 11d 19h 12m 15s. Yuri Malenchenko tornou-se no 227º ser humano (juntamente com os astronautas Scott Douglas Altman e Edward Tsang Lu) e no 52º cosmonauta russo a realizar duas missões espaciais.

Iniciou o treino como membro e Comandante da sétima expedição para a ISS em Janeiro de 2001 juntamente com o astronauta Edward Tsang Lu e o cosmonauta Alexander Yurievich Kaleri. O seu terceiro voo espacial ocorreu de 26 de Abril a 28 de Outubro de 2003 como Comandante da Soyuz TMA-2 e da Expedição 7. Lançado juntamente com o astronauta norte-americano Edward Lu, Malenchenko recebeu e descarregou os veículos de carga Progress M1-10 e Progress M-48, e recebeu a visita da tripulação da Soyuz TMA-3. Regressou à Terra após um voo de 184 dias 22 horas 46 minutos e 28 segundos, regressando com Edward Lu e com o cosmonauta espanhol Pedro Duque. Yuri Malenchenko tornou-se no 156º ser humano e no 32º cosmonauta russo a realizar três missões espaciais.

Depois de participar em sessões de treino como membro suplente da Expedição 14, Yuri Malenchenko participou no seu quarto voo espacial entre 10 de Outubro de 2007 e 19 de Abril de 2008 como Comandante da Soyuz TMA-11 e Engenheiro de Voo da Expedição 16. A 9 de Novembro de 2007 Yuri Malenchenko participou numa actividade extraveícular com uma duração de 6 horas e 55 minutos. A duração total da missão foi de 191 dias 19 horas 7 minutos e 5 segundos, tendo-se tornado no 88º ser humano e no 12º cosmonauta russo a realizar quatro missões espaciais.

Yuri Malenchenko recebeu a medalha de Herói da Federação Russa e a medalha de Herói Nacional do Cazaquistão.

Por ordem do Ministério da Defesa da Rússia de 27 de Julho de 2009, Yuri Malenchenko foi exonerado das suas funções como instrutor de cosmonauta e em Janeiro de 2010 era anunciado que havia sido nomeado como membro suplente da tripulação da Expedição 30 e membro principal da tripulação da Expedição 32/33. A 9 de Fevereiro de 2010 foi nomeado como instrutor de cosmonauta do Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin. Numa reunião da Comissão Interdepartamental para a selecção de cosmonautas e para a sua nomeação para missões espaciais realizada a 26 de Abril, foi qualificado como cosmonauta do destacamento de cosmonautas do Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin.

A 8 de Julho a sua nomeação para a tripulação principal da Expedição 32/33 era oficialmente confirmada pela NASA, sendo também posteriormente confirmada pela Comissão Interdepartamental a 12 de Outubro. Entre 2 e 5 de Agosto participou em treinos para a observação visual a partir de um avião no território de Severomorsk, região de Murmansk, com objectivos de monitorização ecológica. Em Janeiro de 2011 participou em sessões de treino de sobrevivência numa floresta perto de Moscovo no papel de tripulação principal juntamente com Andrei Babkin e Ivan Vagner.

A 29 de Novembro, e juntamente com Sunita Williams e Akihiko Hoshide, Yuri Malenchenko foi aprovado nos testes de exame pré-voo realizados num simulador do veículo Soyuz TMA no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin. No dia seguinte a tripulação foi aprovada nos exames realizados no simulador da ISS. A 1 de Dezembro a tripulação suplente era aprovada pela Comissão Departamental e a 20 de Dezembro Yuri Malenchenko era aprovado como Comandante Suplente da Soyuz TMA-03M.

A missão Soyuz TMA-05M foi a quinta missão espacial de Yuri Malenchenko que o tornou no 32º ser humano e no 6º cosmonauta russo a realizar 5 missões espaciais. Após a missão Soyuz TMA-05M acumulou 641 dias 1 hora 12 minutos e 51 segundos de experiência em voo espacial.

Sunita Lyn Williams – Astronauta da NASA nascida a 19 de Setembro de 1965 em Euclid – Ohio, mas considera Needham – Massachussets como a sua terra natal.

Os seus hobbys preferidos são a corrida, natação, bicicleta, triatlo, windsurf, o snowboarding, e arco e flecha.

Terminou a sua formação secundária em 1983 frequentando o Liceu de Needham e em 1987 obteve o seu bacharelato em Ciências Físicas pela Academia Naval dos Estados Unidos, seguindo-se em 1995 um mestrado em Gestão de Engenharia pelo Instituto de Tecnologia da Florida.

Sunita Williams recebeu a sua comissão na Marinha dos Estados Unidos a partir da Academia Naval em Maio de 1987. Após uma nomeação temporária de seis meses no Sistema de Comando Naval Costeiro, recebeu a sua designação como Oficial de Mergulho Básico e posteriormente apresentou-se ao Comando de Treino de Aviação Naval. Foi designada Aviadora Naval em Julho de 1989. De seguida apresentou-se ao Esquadrão de Suporte de Combate de Helicópteros n.º 3 para o treino inicial de pilotagem do H46 Seaknight. Após finalizar o seu treino foi nomeada para o Esquadrão de Suporte de Combate de Helicópteros n.º 8 em Norfolk – Virgínia e realizou várias missões no Mediterrâneo, Mer Vermelho e Golfo Pérsico em apoio das Operações 'Escudo do Deserto' e 'Proporcionar Conforto'. Em Setembro de 1992 foi Oficial Responsável de um destacamento de H-46 enviado para Miami – Florida para as operações de apoio durante a passagem do Furacão Andrew a bordo do USS Sylvania. Posteriormente, Williams foi seleccionada para a Escola Naval de Pilotos de Teste e iniciou o seu curso em Janeiro de 1993. Após completar o curso em Dezembro de 1993, foi nomeada para o *Rotary Wing Aircraft Test Directorate* como Oficial de Projecto do H-46 e do avião V-22. Enquanto permaneceu aqui foi também nomeada como Oficial de Segurança de esquadrão e voou testes de ensaio do SH-60B/F, UH-1, AH-1W, SH-2, VH-3, H-46, CH-53 e do H-57. Em Dezembro de 1995 regressou à Escola Naval de Pilotos de Teste como instrutora no *Rotary Wing Department* e como Oficial de Segurança da escola onde voou no UH-60, OH-6 e no OH-58. Daqui foi nomeada para o USS Saipan, estacionado em Norfolk, onde se encontrava quando foi seleccionada para o treino de astronauta da NASA. Acumulou mais de 3.000 horas de voo em 30 tipos distintos de aeronaves.

Seleccionada para a NASA em Junho de 1998, apresentou-se para iniciar o seu treino em Agosto seguinte. O treino de candidata a astronauta incluiu palestras de orientação e saídas de campo, várias palestras técnicas e científicas, instrução intensiva sobre a estação espacial internacional, treino fisiológico e formação para a preparar para os voos no T-38, bem como sessões de técnicas de sobrevivência em diferentes cenários. Após um período de treino e avaliação, Williams trabalhou em Moscovo com a agência espacial russa, nomeadamente sobre a contribuição da Rússia para o projecto espacial e com a primeira espedição que iria ocupar a estação. Após o regresso da Expedição 1, Williams trabalhou com o ramo de robótica e no futuro *Special Purpose Dexterous Manipulator*. Como membro da expedição NEEMO 2, viveu no laboratório subaquático Aquarius durante 9 dias. Após o seu primeiro voo, serviu como Chefe Executiva do Corpo de Astronautas.

O primeiro voo espacial de Sunita Williams surgiu com a sua participação na Expedição 14/15 entre 9 de Dezembro de 2006 e 22 de Junho de 2007. Williams foi lançada com a tripulação da missão STS-116 a 9 de Dezembro de 2006, tendo acoplado com a ISS a 11 de Dezembro. Como membro da Expedição 14, serviu como Engenheira de Voo e enquanto permaneceu da estação estabeleceu um recorde feminino com quatro actividades extraveículares totalizando 29 horas e 17 minutos (recorde posteriormente batido por Peggy Whitson em 2008 com os seus conco passeios espaciais). Terminando a sua participação da Expedição 15, regressou à Terra com a tripulação da missão STS-117 tendo aterrado na Base Aérea de Edwards, Califórnia, a 22 de Junho de 2007. A sua missão teve uma duração de 194 dias 18 horas 2 minutos e 1 segundo, tornando-se no 447º ser humano (juntamnete com Arne Christer Fuglesang, Joan Elizabeth Miller Higginbotham, William Anthony Oefelein e Nicholas James MacDonald Patrick) e no 280º astrnauta dos Estados Unidos (juntamnete com Joan Elizabeth Miller Higginbotham, William Anthony Oefelein e Nicholas James MacDonald Patrick) a realizar uma missão espacial orbital.

Em Fevereiro de 2008 passou a ocupar um cargo de gestão no Corpo de Astronautas e designada como Chefe Executiva do Corpo de Astronautas da NASA. Em Junho desse mesmo ano voltava à categoria de astronauta activa.

A 10 de Dezembro de 2009 era anunciado que havia sido seleccionada para a tripulação suplente da Expedição 30/31 e para a tripulação principal da Expedição 32/33. A 8 de Julho a sua nomeação era oficialmente confirmada pela NASA e a 12 de Outubro pela Comissão Interdepartamental russa para a selecção de cosmonautas e sua nomeação para a tripulação de voos espaciais. A 29 de Novembro, e juntamente com Yuri Malenchenko e Akihiko Hoshide, Sunita Williams foi aprovada nos testes de exame pré-voo realizados num simulador do veículo Soyuz TMA no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin. No dia seguinte a tripulação foi aprovada nos exames realizados no simulador da ISS. A 1 de Dezembro a tripulação suplente era aprovada pela Comissão Departamental e a 20 de Dezembro era aprovada como Engenheira de Voo Suplente da Soyuz TMA-03M.

A missão Soyuz TMA-05M foi a segunda missão espacial de Sunita Williams que se tornou no 326º ser humano (juntamente com Akhiko Hoshide) e no 229º astronauta dos Estados Unidos a realizar duas missões espaciais, acumulando agora 321 dias 17 horas 15 minutos e 28 segundos de experiência em voo espacial.

A. HOSHIDE
A. KOUNAGE

Akihiko Hoshide (星出 彰彦) – Akohiko Hoshide nasceu a 29 de Dezembro de 1968 em Setagaya-ku, Tóquio - Japão. Em 1992 terminou o seu bacharelato em Engenharia Mecânica pela Universidade de Keio e em 1997 obteve o grau de Mestrado em Ciência em Engenharia Aeroespacial pela Faculdade de Engenharia da Universidade de Houston.

Os seus passatempos favoritos são o rugby, natação, desportos subaquáticos, viagens, esqui, pilotagem de aviões e guitarra.

Entre 1992 e 1994 trabalhou para a NASDA (então designação da agência espacial japonesa) em Nagoya e este envolvido no desenvolvimento do foguetão H-II. Entre 1994 e 1997 trabalhou no Departamento Espacial e esteve envolvido no desenvolvimento do programa de treino para astronautas. Desde 1997 trabalha no Departamento de Astronautas da NASDA. A 10 de Fevereiro de 1999 foi seleccionado pela NASDA para o seu corpo de astronautas. Entre Abril de 1999 e 24 de Janeiro de 2001, Hoshide frequentou o treino geral de astronauta no Centro Espacial de Tsukuba e no final foi qualificado como astronauta. Desde 5 de Julho de 1999 participou em sessões semanais de treino em Kudepsta, Mar Negro, juntamente com cosmonautas russos.

Entre 26 de Agosto e 6 de Setembro de 2002 participou em treinos (ao abrigo do programa de voo da ISS) na base do Centro Europeu de Astronautas, Colónia – Alemanha. Em Janeiro e Março de 2003 participou em sessões de treino avançadas no programa de treino do módulo japonês Kibo. Entre Julho e Setembro de 2003 levou a cabo sessões de treino no simulador da Soyuz TMA no Centro de Treino de Cosmonautas 'Yuri Gagarin'. Em Novembro de 2003 participou nos Testes de Desenvolvimento de Procedimentos para o Kibo (n.º 5), nomeadamente nos procedimentos de acoplagem do Kibo com a ISS. Em Maio de 2004 era certificado como Engenheiro de Voo da Soyuz TMA.

Em Junho de 2004 iniciou sessões de treino no Centro Espacial Johnson, da NASA, e a 10 de Fevereiro de 2006 era certificado pela NASA como Especialista de Missão e nomeado para o Corpo de Astronautas, tendo trabalhado como CAPCOM. Após a sua qualificação como Especialista de Missão, Akihiko Hoshide permaneceu em Houston para levar a cabo operações relacionadas com o processamento pré-lançamento do módulo experimental japonês Kibo. A 24 de Março de 2007 era anunciado que havia sido seleccionado como Especialista de Missão para a missão STS-124.

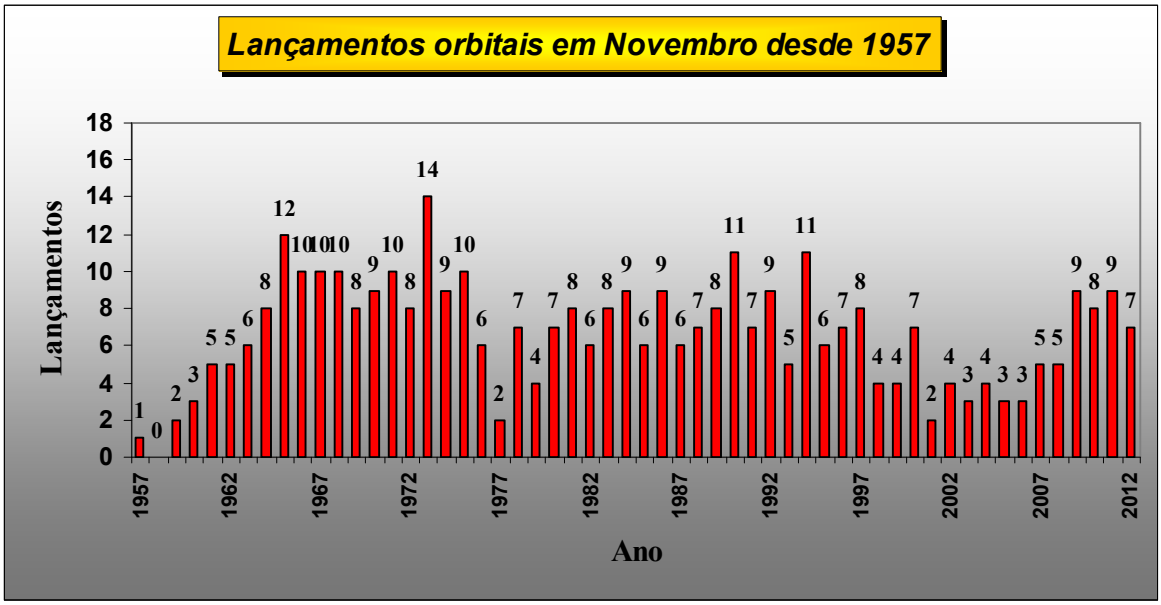
A sua primeira missão espacial decorreu entre 31 de Maio e 14 de Junho de 2008 a bordo do vaivém espacial OV-103 Discovery. O principal objectivo deste voo foi o transporte e entrega na ISS do módulo pressurizado e do sistema de manipulação robótica do módulo japonês Kibo. Akihiko Hoshide tornou-se 475º ser humano (juntamente com os astronautas Gregory Errol Chamitoff, Ronald John Garan, Kenneth Todd Ham e Karen Lujean Nyberg) e no 7º astronauta japonês a realizar uma missão espacial orbital. A missão STS-124 teve uma duração de 13 dias 18 horas 13 minutos e 5 segundos.

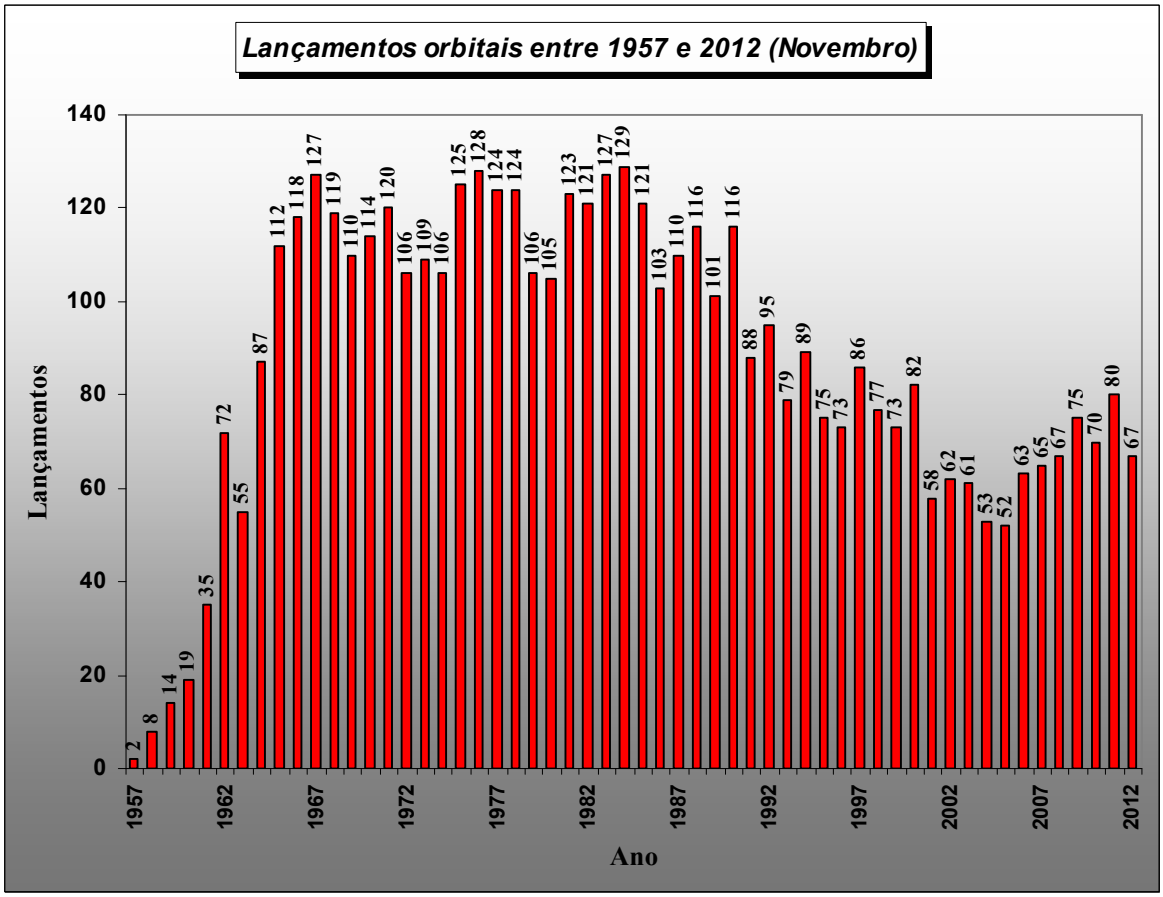
A 18 de Novembro de 2009 a agência espacial japonesa JAXA anunciava que Akihiko Hoshide havia sido seleccionado como Engenheiro de Voo para a Expedição 32/33, sendo esta nomeação confirmada oficialmente pela NASA a 8 de Julho de 2010. A 12 de Outubro a sua nomeação era conformada pela Comissão Interdepartamental para a selecção de cosmonautas e sua nomeação para voos espaciais. A 29 de Novembro, e juntamente com Yuri Malenchenko e Sunita Williams, Akihiko Hoshide foi aprovado nos testes de exame pré-voo realizados num simulador do veículo Soyuz TMA no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin. No dia seguinte a tripulação foi aprovada nos exames realizados no simulador da ISS. A 1 de Dezembro a tripulação suplente era aprovada pela Comissão Departamental e a 20 de Dezembro era aprovada como Engenheira de Voo Suplente da Soyuz TMA-03M.

Esta foi a segunda missão espacial de Akihiko Hoshide tornando-se no 326º ser humano (juntamente com Sunita Williams) e no 6º astronauta japonês a realizar duas missões espaciais orbitais, acumulando agora 140 dias 17 horas 26 minutos e 32 segundos de experiência em voo espacial.

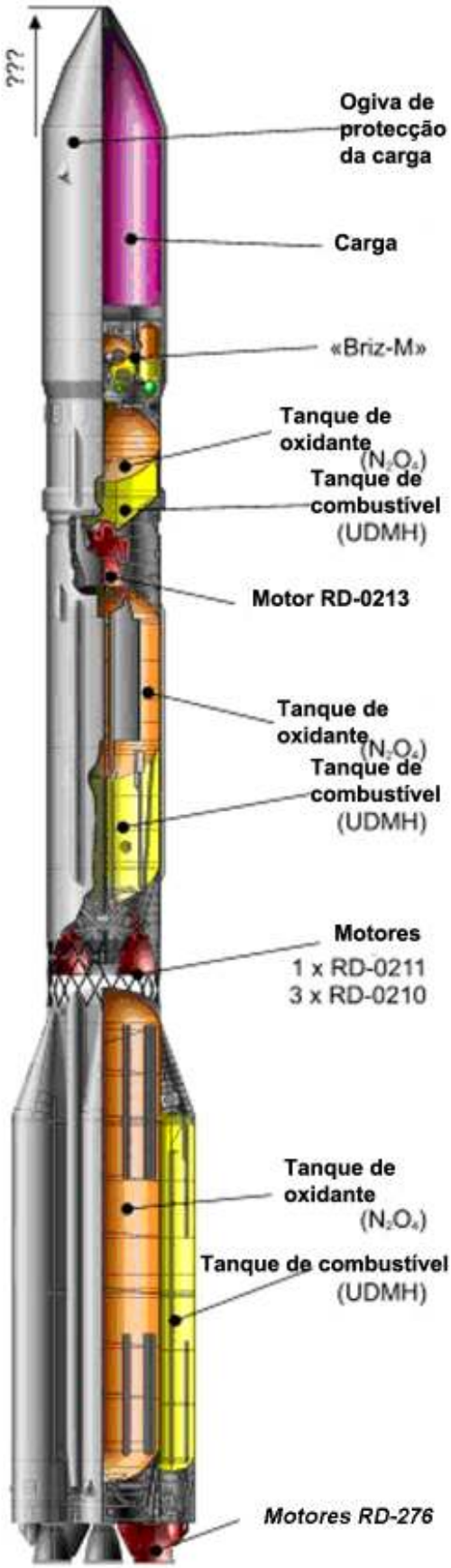
Lançamentos orbitais em Novembro de 2012

Em Novembro de 2012 foram levados a cabo 7 lançamentos orbitais e colocaram-se em órbita 14 satélites operacionais. Desde 1957 e tendo em conta que até ao final de Novembro de 2012 foram realizados 4902 lançamentos orbitais, 374 lançamentos foram realizados neste mês o que corresponde a 7,6% do total e a uma média de 6,9 lançamentos por ano neste mês. É no mês de Janeiro no qual se verificam menos lançamentos orbitais (290 lançamentos que correspondem a 5,9% do total de lançamentos com uma média de 5,3 lançamentos) e é no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (num total de 484 lançamentos que correspondem a 9,9% com uma média de 9,0 lançamentos). Até Outubro de 2012 foram realizados 60 lançamentos orbitais bem sucedidos correspondendo a 1,23% do total de lançamento desde 1957.





Proton-M lança dois satélites para a Rússia



Um novo lançamento duplo foi levado a cabo por parte do foguetão 8K82KM Protom-M/Briz-M com a colocação em órbita dos satélites Luch-5B e Yamal-300K. Esta foi a oitava missão de um foguetão 8K82KM Protom-M/Briz-M em 2012 e o 381º lançamento de um foguetão da família Proton. A missão decorreu como previsto e as suas cargas foram colocadas em órbita sem qualquer problema.

O foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M

Tal como o 8K82K Proton-K (Протóн-K), o 8K82KM Proton-M (Протóн-M) é um lançador a três estágios podendo ser equipado com um estágio superior Briz-M ou então utilizar os usuais estágios Blok DM. As modificações introduzidas no Proton incluem um novo sistema avançado de aviónicos e uma ogiva com o dobro do volume em relação ao 8K82K Proton-K, permitindo assim o transporte de satélites maiores. Em geral este lançador equipado com o estágio Briz-M, construído também pela empresa *Khrunichev*, é mais poderoso em 20% e tem maior capacidade de carga do que a versão anterior equipada com os estágios Blok DM construídos pela *RKK Energia*.

O 8K82KM Proton-M/Briz-M em geral tem um comprimento de 53,0 metros, um diâmetro de 7,4 metros e um peso de 712.800 kg. É capaz de colocar uma carga de 21.000 kg numa órbita terrestre baixa a 185 km de altitude ou 2.920 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 965.580 kgf. O Proton-M é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual *Khrunichev*, tal como o Briz-M.

Neste lançamento foi utilizado um estágio superior Briz-M Fase III. Esta é uma recente melhoria deste estágio que utiliza dois novos tanques de pressão (com uma capacidade de 80 litros), substituindo os anteriores seis tanques de dimensões mais pequenas. Procedeu-se ainda a uma recolocação dos instrumentos de comando para a zona central do tanque para assim mitigar as cargas de choque que o tanque de propolente adicional é ejectado.

O primeiro lançamento do foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M teve lugar a 7 de Abril de 2001 (0347:00,525UTC) quando o veículo 53501 utilizando o estágio Briz-M (88503) colocou em órbita o satélite de comunicações Ekran-M 18 (26736 2001-014A) com uma massa de 1.970 kg a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur (LC81 PU-24).

	Proton-M	8S810M	8S811	8S812M	Briz-M	DM-2
Comprimento (m)	53,0	21,0	14,0	6,5	2,61	7,10
Diâmetro (m)	7,4	7,4	4,15	4,15	4,10	3,70
Massa bruta (kg)	712.800	450.400	167.828	50.747	22.170	17.300
Massa sem propolente (kg)		31.000	11.715	4.185	2.370	2.300
Massa do propolente (kg)		419.400	156.113	46.562	19800	15.000
Motor	-	6 X RD-276[1]	4 X RD-0210[2]	RD-0212	S5.98M	RD-58M
Propolente	-	UDMH/N_2O_4	UDMH/N_2O_4	UDMH/N_2O_4	UDMH/N_2O_4	RP-1/LOX
Força – nível do mar (kN)	2.971	10.532,34	-	-		
Força – vácuo (kN)	-	-	2.399	613,8	19,6	85,02
Impulso especifico (s)	-	285	-	-	-	-
Impulso especifico – vácuo (s)	-	-	327	325	326	352
Tempo de queima (s)	647,1	108	206	238	3.000	600

Modificações

A mais recente modificação levada a cabo no lançador Proton-M/Briz-M (Fase III) permite colocar numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona uma carga de 6.150 kg, tendo um aumento de massa de 1.150 kg em relação à versão original do lançador. Entretanto, foi já iniciada uma nova fase de modificações (Fase IV) que deverá terminar em 2013 com a capacidade de carga a ser aumentada para 6.300 kg para uma órbita de transferência para a órbita geossíncrona e uma velocidade residual de 1,5 km/s para a órbita geossíncrona.

[1] Também designado RD-275M ou 14D14M. O motor RD-275 resultou dos melhoramentos ao motor RD-253 levados a cabo entre 1987 e 1993 com o intuito de se produzir uma versão mais potente do motor RD-253. Uma força superior em 7,7% foi conseguida ao aumentar a pressão na câmara de combustão e permitiu elevar a massa da carga para a órbita geostacionária em mais de 600 kg. Este motor foi pela primeira vez utilizado no lançador Proton-M em 1995. A *Energomash* começou o desenvolvimento de uma versão mais potente do motor RD-275 em 2001, tendo uma potência 5,2% superior o que permite mais 150 kg de carga para a órbita geossíncrona.

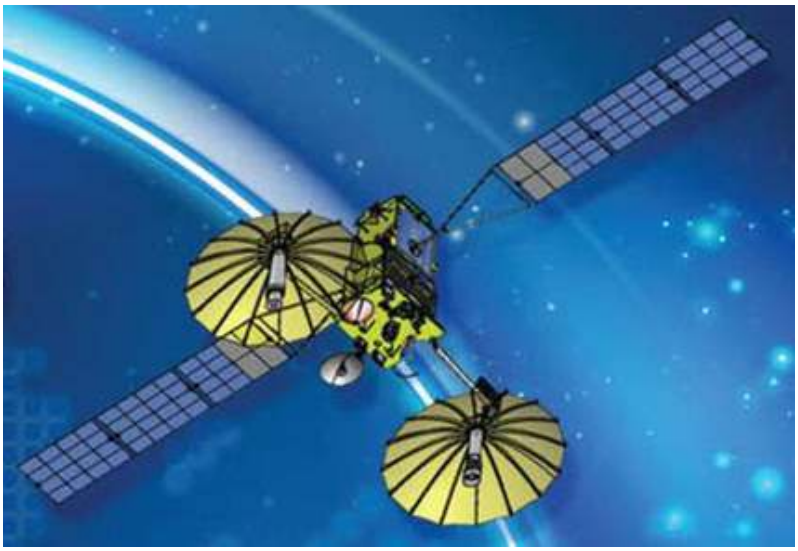
[2] Também designado 8D411K, RD-465 ou 8D49.

Lançamento	Data	Hora (UTC)	Nº Série	Fase	Plataforma	Satélites
2011-074	11-Dez-11	11:16:59.998	93523 / 99525	III	LC200 PU-39	Amos-5 (37950 2011-074A) Luch-5A (37951 2011-074B)
2012-007	14-Fev-12	19:36:36,986	93524 / 99526	III	LC200 PU-39	SES-4 (38087 2012-007A)
2012-011	25-Mar-12	12:10:32,079	93528 / 99537	III	LC200 PU-39	Intelsat-22 (38098 2012-011A)
2012-015	23-Abr-12	22:18:12,966	4925146738 93527 / 99529	III	LC200 PU-39	YahSat-1B (38245 2012-015A)
2012-026	17-Mai-12	19:12:13,975	93529 / 99530	III	LC81 PU-24	Nimiq-6 (38342 2012-026A)
2012-036	09-Jul-12	18:38:29,994	4923656742 93530 / 99531	III	LC81 PU-24	SES-5 (38652 2012-036A)
2012-044	06-Ago-12	19:31:00,018	5113656743 93531 / 99532	III	LC81 PU-24	Telkom-3 (38744 2012-044A) Express-MD2 (38745 2012-044B)
2012-057	14-Out-12	08:36:59,997	6305146737 93526 / 99534	III	LC81 PU-24	Intelsat-23 (38867 2012-057A)
2012-061	02-Nov-12	21:04:00	6303656744 93532/99533	III	LC81 PU-24	Luch-5B (38977 2012-061A) Yamal-300K (38978 2012-061B)
2012-065	20-Nov-12	18:30:59,977	4923656745 93533/99528	III	LC200 PU-39	EchoStar-16 (39008 2012-065A)

Esta tabela indica os últimos dez lançamentos levados a cabo utilizando o foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M referindo-se as várias fases de desenvolvimento. Todos os lançamentos são levados a cabo a partir do Cosmódromo de Baikonur, Cazaquistão. Tabela: Rui C. Barbosa

Luch-5B e Yamal-300K

A bordo desta missão do foguetão Proton-M encontravam-se dois satélites russos, o Luch-5B e o Yamal-300K.



A série de satélites Luch-5 (Луч-5) vem substituir os satélites Luch e Luch-2 utilizados para a retransmissão de dados e comunicações em órbita (este tipo de satélites é muito similar à rede norte-americana *Tracking and Data Relay Satellite System*). A série é composta por dois satélites, Luch-5A e Luch-5B, sendo ambos baseados na plataforma Express-1000A (desenvolvida pela *ISS Reshetnev* ex-*NPO Prikladnoi Mekhaniki*, NPO PM) estabilizada nos seus três eixos espaciais e equipada com dois painéis solares para fornecimento de energia.

Os satélites são capazes de reorientar as suas antenas de alta precisão em direcção de objectos em órbitas mais baixas para assim captarem e os seguir ao longo das suas trajectórias, tendo ainda a capacidade de cada antena seguir um objecto diferente em simultâneo. Uma das antenas opera em banda Ku (150 Mbit/s), enquanto que a outra antena opera em banda S (5 Mbit/s). O satélite Luch-5B transporta um dispositivo de comunicação por laser (não presente no satélite Luch-5A). No lançamento o satélite tinha uma massa de 1.282 kg. As suas dimensões são 6.212 mm x 20.821 mm x 11.670 mm.

Os satélites desta série transportam uma carga adicional de banda L para melhorar o sinal do sistema de posicionamento global GLONASS.

O satélite Yamal-300K (Ямал-300К) é um satélite de comunicações também fabricado pela ISS Reshetnev e será operado pelos Serviços Espaciais da Gazprom. O satélite tem por base a plataforma Express-1000H e transporta uma carga de comunicações de 6 kwatts composta por 8 repetidores de banda C e 18 repetidores de banda Ku. O satélite tem dois painéis solares que se colocam em posição após a separação do lançador e um sistema de propulsão. A sua massa no lançamento era de 1.640 kg.

As antenas de banda Ku formam três sinais, sendo dois fixos e um orientável cobrindo a Rússia e os países vizinhos. O satélite irá operar na órbita geossíncrona a 90º longitude Este. O sistema de banda C e uma antena Rx/Tx cobrem a mesma área. O satélite irá fornecer sinais de televisão, serviços VSAT para redes empresariais, Internet de banda larga e uma variedade de serviços de comunicações de dados. O satélite deverá estar operacional durante 14 anos.

Lançamento

Esta missão estava inicialmente prevista para ter lugar a 17 de Agosto de 2012 utilizando o foguetão 8K82KM Proton-M (4923656745-93533) e o estágio superior Briz-M (99534). Posteriormente, a missão foi transferida para o foguetão 8K82KM Proton-M (6303656744-93532) utilizando o estágio superior Briz-M (99533). Os diferentes componentes do foguetão lançador chegaram ao Cosmódromo de Baikonur a 9 de Julho, enquanto que o estágio superior chegaria a 20 de Agosto. Entretanto, por esta altura o lançamento havia sido adiado para 30 de Agosto e posteriormente para 7 de Setembro (2004UTC).

Os satélites Yamal-300K e Lutch-5B chegavam a Baikonur no dia 30 de Julho a bordo de um avião de carga An-124-100 'Ruslan' e em finais de Agosto a missão sofria um novo adiamento para 15 de Outubro (2044UTC). Por esta altura, a empresa Khrunichev havia decidido utilizar o estágio superior Briz-M (99534), revertendo posteriormente para o Briz-M (99533). Um novo adiamento teria lugar na primeira semana de Setembro com o lançamento a ser agendado para o dia 2 de Novembro (2105UTC) devido aos problemas registados com o foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M (5113656743-93531/99532) a 6 de Agosto.

O processo de integração dos diferentes estágios do foguetão lançador bem como dos dois satélites no estágio superior formando a Unidade Orbital e desta com os estágios inferiores, decorreu sem problemas e a 29 de Outubro o veículo era transportado para a estação de abastecimento 11G141 na Zona 91A, onde os tanques de baixa pressão do estágio Briz-M foram abastecidos com os gases de pressurização e os propolentes necessários para as suas manobras orbitais. Finalizadas as operações de abastecimento, o veículo lançador seria transferido para a Plataforma de Lançamento PU-24 do Complexo de Lançamento LC81 a 30 de Outubro.

Após chegar à plataforma de lançamento, o lançador é inspeccionado visualmente antes de se proceder à remoção das coberturas de rádio frequências. Procede-se de seguida é erecção do lançador e após este estar na posição vertical a carenagem é ligada ao sistema de controlo do modo térmico

líquido. O sistema de fornecimento de energia aos satélites é activado e são executados testes de rádio frequência. Todos os sistemas do lançador são inspeccionados e nesta fase a torre móvel de serviço é deslocada para a plataforma de lançamento, servindo de apoio técnico ao veículo. Os ductos de ar condicionado são ligados e procede-se à activação do modo do sistema de controlo térmico. Nesta altura é desactivado o sistema de controlo do modo térmico líquido. As coberturas térmicas são agora removidas e procede-se à verificação da tensão da banda de fixação. São verificadas as ligações de rádio e procede-se à carga das baterias da carga.

No segundo e terceiro dia de preparativos para o lançamento são realizadas operações com a carga a bordo do lançador, procedendo-se à carga das baterias e a verificações das ligações de rádio. A torre móvel de serviço é evacuada no terceiro dia e procede-se a uma simulação da contagem decrescente. No dia anterior ao lançamento são removidos os dispositivos de protecção da carenagem e procede-se ao registo fotográfico das operações de encerramento dos diversos elementos do lançador. Procede-se também à instalação das câmaras de vídeo na plataforma de lançamento, à carga das baterias e a verificações das ligações de rádio.

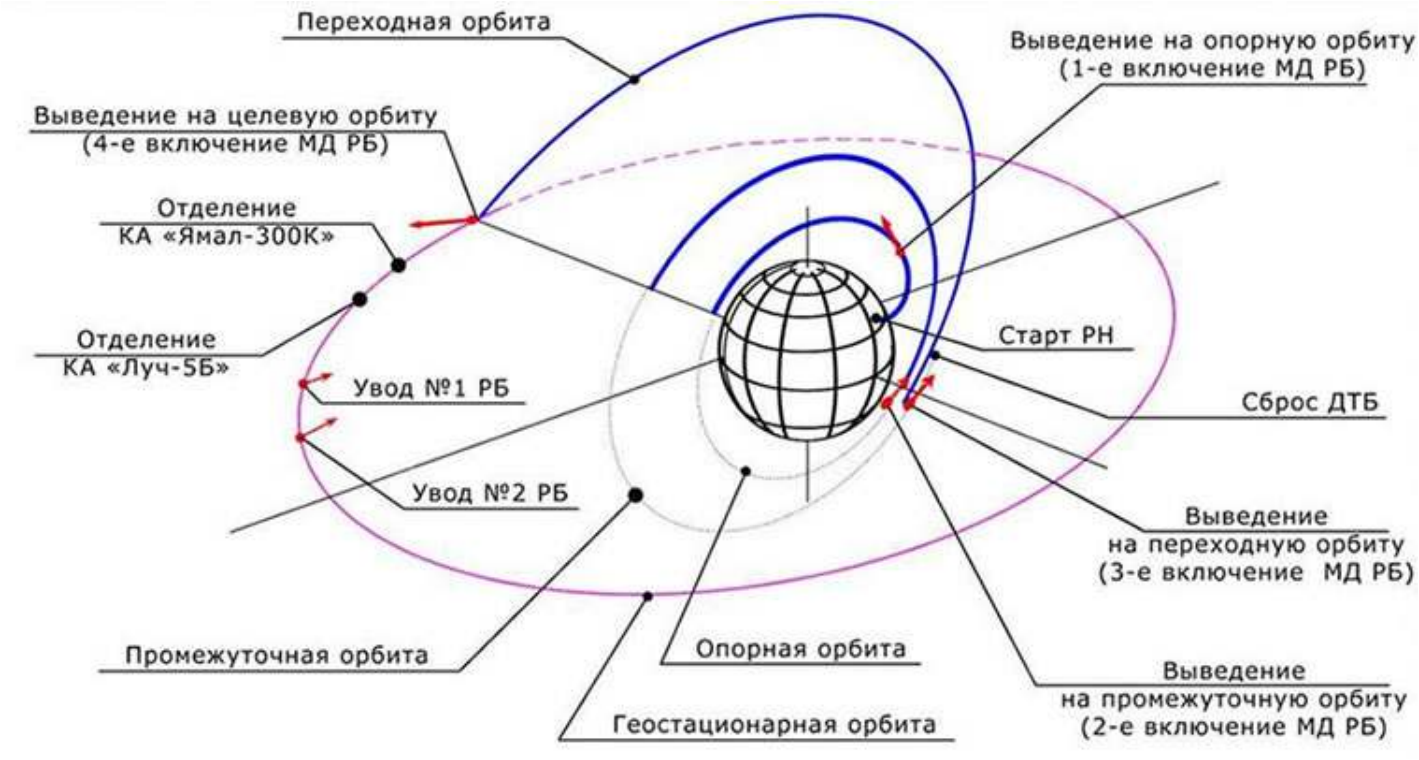
A cerca de T-11h 30m tem lugar a activação do equipamento de teste e de suporte de solo relacionado com o sistema de orientação, navegação e controlo do estágio superior Briz-M. A decisão de prosseguir com o lançamento é tomada cerca de oito horas antes da hora prevista para a ignição e é tomada pelo Comissão Intergovernamental. Nesta altura, a plataforma de lançamento é evacuada de todo o pessoal que não é essencial para as operações. A T-1h 10m dá-se a activação do equipamento de teste e de suporte de solo relacionado com o sistema de orientação, navegação e controlo do foguetão Proton-M e o início do abastecimento dos três estágios inferiores ocorre a T-6h. A T-5h, começam as actividades da contagem decrescente. A plataforma de lançamento é reaberta a T-2h 30m para as operações finais de encerramento do lançador. Pelas T-2h todo o pessoal técnico deve encontrar-se nas suas posições finais para o lançamento.

A torre móvel de serviço começa a ser deslocada para a sua posição de lançamento a T-1h. As actividades finais da contagem decrescente têm início a T-45m. O sinal do sistema de propulsão é gerado pelo equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador. As unidades do sistema remoto da contagem decrescente são sincronizadas com o relógio principal da contagem decrescente. O sistema de abortagem é armado a T-35m (uma luz verde no painel de controlo indica que o sistema de finalização de voo está pronto). Duas unidades redundantes na unidade de abortagem de lançamento são sincronizadas com o relógio da contagem decrescente (nesta altura o interruptor da unidade de abortagem está activo).

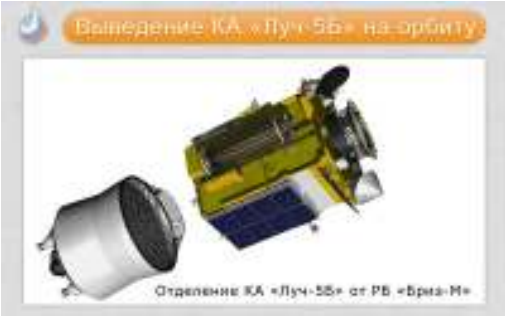
A T-10m o cliente indica de forma verbal a prontidão para o lançamento. Esta indicação é transmitida através da rede da contagem decrescente que interliga os vários intervenientes na actividade. O sinal de comando de T-300s é enviado pelo equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador para o equipamento semelhante no estágio Briz-M para sincronizar a hora de lançamento. Entretanto o Briz-M inicia a sua transferência para o fornecimento interno de energia. A T-2m o equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador começa a transferência para o fornecimento interno de energia (para os três estágios inferiores), enquanto que o estágio Briz-M finaliza este procedimento iniciado anteriormente. Um sinal é enviado pelo Briz-M para o lançador indicando a sua prontidão para o lançamento.

A activação da giro-plataforma teve lugar a T-5s e as verificações finais são feitas a T-3,1s pelo equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador (verificando a prontidão do lançador, do estágio superior e da sua carga). Se todos os componentes do sistema estiverem prontos, é enviado um sinal para se iniciar a sequência de ignição do primeiro estágio. Os seis motores RD-276 do primeiro estágio do Proton-M entravam em ignição a T-1,756s até atingirem 50% da força nominal. A força aumenta até 100% a T-0s (2104:00UTC do dia 2 de Novembro) e a confirmação para o lançamento surge de imediato. A sequência de ignição verifica se todos os motores estão a funcionar de forma nominal antes de se permitir o lançamento. O foguetão ascende verticalmente durante cerca de 10 segundos. O controlo de arfagem, da ignição e fim de queima dos motores, o tempo de separação da ogiva de protecção e o controlo de atitude, são todos calculados para que os estágios extintos caíam nas zonas pré-determinadas.

O processo de separação entre o terceiro estágio e o estágio Briz-M é iniciado com o final da queima dos motores vernier, seguido da quebra das ligações mecânicas entre os dois estágios e da ignição dos retro-foguetões de combustível sólido para afastar o terceiro estágio do Briz-M. Imediatamente após a separação entre o terceiro estágio e o estágio Briz-M, são accionados os motores de estabilização do estágio superior para eliminar a velocidade angular resultante da separação e proporcionar ao Briz-M a orientação e estabilidade ao longo da trajectória suborbital onde se encontra antes da sua primeira ignição. A separação do Briz-M teve lugar às 2113:42UTC enquanto que a sua primeira queima decorreu entre as 2115:16UTC e as 2119:22UTC.



A segunda queima do Briz-M é executava no primeiro nodo de ascensão da órbita de suporte e após esta queima a Unidade de Ascensão atinge uma órbita intermédia. A segunda queima do Briz-M ocorreu entre as 2211:28UTC e as 2229:10UTC. A terceira e quarta queima irão ter lugar após a Unidade de Ascensão executar uma órbita em torno do planeta e têm lugar no perigeu, formando uma órbita de transferência com um apogeu próximo do que será conseguido na órbita final. A terceira queima teve lugar entre as 0032:57UTC e as 0050:49UTC do dia 3 de Novembro, seguindo-se a separação do tanque auxiliar de combustível às 0052:10UTC e a quarta queima decorreu entre as 0552:17UTC e as 0605:40UTC.



A separação do satélite Yamal-300K teria lugar às 0618UTC enquanto que a separação do satélite Luch-5B ocorreria às 0633UTC. O estágio Briz-M levaria a cabo ainda mais duas queimas para se afastar das órbitas dos dois satélites. A quinta queima decorreria entre as 0837:20UTC e as 0837:35UTC, enquanto que a sexta queima decorreria entre as 0844:30UTC e as 0846:10UTC. O satélite Yamal-300K ficaria colocado numa órbita inicial com um perigeu a 35792,9 km de altitude, apogeu a 35793.1 km de altitude e inclinação orbital de 0,0045º. Por seu lado, o satélite Luch-5B ficaria colocado numa órbita inicial com um perigeu a 35793,0 km de altitude, apogeu a 35821,7 km de altitude e inclinação orbital de 0,023º.

KOUROU

VA210

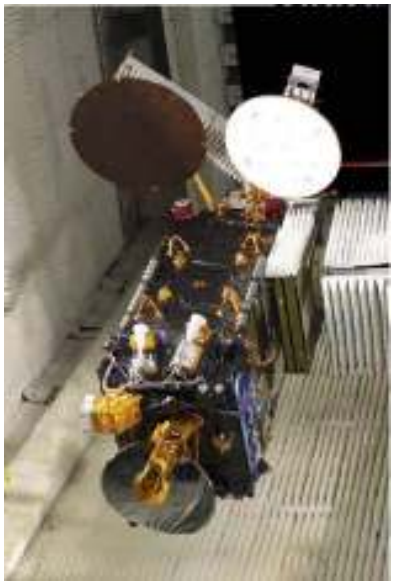
arianespace
service & solutions

Eutelsat 21B / Star One C3

esa eutelsat Star One Orbital cnes

Arianespace lança dois satélites de comunicações

A missão VA210 marcou o oitavo sucesso da Arianespace em 2012, com a empresa europeia mais uma vez a confirmar a sua posição de liderança no mercado internacional do lançamento de satélites. A bordo do Ariane-5ECA seguiam os satélites Eutelsat-21B/W6A e Star One-C3. O lançamento teve lugar a 10 de Novembro de 2012 e tudo correu como planeado.



A carga da missão VA210: Eutelsat-21B/W6A e Star One-C3

O satélite Eutelsat-21B foi construído pela *Thales Alenia Space* e transporta 40 repetidores de banda Ku. O satélite representa um aumento de 50% na capacidade da Eutelsat na posição 21,5º longitude Este que faz uma grande cobertura onde está incluída a Europa, Norte de África, Médio Oriente e Ásia Central.

Estes recursos adicionais irão cumprir as demandas adicionais de capacidade de cobertura via satélite que surgem principalmente pelas necessidades das redes das empresas ao interligarem diferentes mercados, devido às necessidades administrativas governamentais, devido à necessidade de ligações GSM às redes de suporte e devido às necessidades de ligações de Internet em meios rurais, isto em particular na Rússia, Ásia Central e em África.

O Eutelsat-21B é o 26º satélite da Eutelsat lançado pela Arianespace e irá substituir o satélite Eutelsat-21A, que será recolocado para fortalecer outras posições orbitais deste operador. Com a sua larga cobertura, o Eutelsat-21B irá proporcionar um aumento de potência e de cobertura sobre a Europa, Norte de África e Ásia Central, e irá proporcionar duas coberturas adicionais de alta potência que cobrem o Noroeste de África e o Médio Oriente.

Dimensões (m)	5,10 x 2,20 x 2,00
Massa (kg)	5.012 (lançamento)
Energia	EOL > 12kW
Propulsão	Biliquida (MMH & MON)
Estabilização	Rotação transversal na separação; estabilização nos três eixos espaciais na transferência orbital e em órbita operacional
Capacidade de Transmissão	40 repetidores banda Ku
Posição Orbital	21,5º Este
Cobertura	Europa, Norte de África, Médio Oriente e Ásia Central
Tempo de vida útil (anos)	15

O Star One-C3 é o terceiro satélite da terceira geração (Série C) da companhia *Star One*. O novo satélite irá fornecer à América do Sul telecomunicações, serviços de multimédia e de Internet. Com este satélite a *Star One* irá fortalecer a sua posição como um grande operador regional na América latina.

Este é o 9º satélite do Brasil a ser colocado em órbita pela Arianespace e irá substituir o satélite Brasilsat-B3. O Star One-C3 transporta 28 repetidores de banda C e 16 repetidores de banda Ku para cobrir o Brasil e a região dos Andes, principalmente a Colômbia, Peru, Bolívia e Equador.

O satélite é baseado na plataforma Star-2.4E desenvolvida pela *Orbital Sciences Corporation*, que este ano comemora o seu 30ºaniversário.

A empresa *Star One* é uma subsidiária da *Embratel*, sendo a operadora líder Sul-americana no mercado FSS (*Fixed Satellite Services*). Opera uma frota de seis satélites em seis posições orbitais, permitindo-lhe propor todos os serviços tradicionais (Internet, televisão, multimédia, transmissão de dados, etc.) sobre uma área que inclui a América do Sul, América Central, México, a zona Sul dos Estados Unidos e as Caraíbas.

Dimensões (m)	5,43 x 3,03 x 2,35, envergadura 23 metros
Massa (kg)	3.226,6 (lançamento)
Energia	Carga > 7.000kW 2 baterias de iões de lítio
Propulsão	Biliquida (MMH & MON) Motor de apogeu 454 N e motores 22 N / 0,9 N / 0,3 N para controlo orbital
Estabilização	Rotação longitudinal na separação; estabilização nos três eixos espaciais em órbita operacional
Capacidade de Transmissão	16 repetidores banda Ku 28 repetidores banda C
Posição Orbital	75º ou 84º Oeste
Cobertura	América do Sul
Tempo de vida útil (anos)	> 16

O Ariane-5ECA

O super lançador europeu Ariane-5ECA é um lançador a dois estágios, auxiliados por dois propulsores laterais a combustível sólido. O Ariane-5ECA tem um peso bruto de 777.000 kg, podendo colocar 16.000 kg numa órbita a 405 km de altitude com uma inclinação de 51,6º em relação ao equador terrestre ou então 10.500 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. No lançamento desenvolve 1.566.000 kgf. Tem um comprimento total de 59,0 metros e o seu diâmetro base é de 5,4 metros.

Os propulsores laterais de combustível sólido desenvolvem mais de 90% da força inicial no lançamento. Designados P241 (Ariane-5 EAP "*Etage Acceleration a Poudre*") cada propulsor tem um peso bruto de 278.330 kg, pesando 38.200 kg sem combustível e desenvolvendo 660.000 kgf no vácuo. O Ies é de 275 s (Ies-nm de 250 s) e o Tq é de 130s. Os propulsores laterais têm um comprimento de 31,6 metros e um diâmetro de 3,05 metros. Estão equipados com um motor P241 que consome combustível sólido constituído por uma mistura de 68% de perclorato de amónia (oxidante), 18% de alumínio (combustível) e 145 polibutadieno (substância aglutinante).

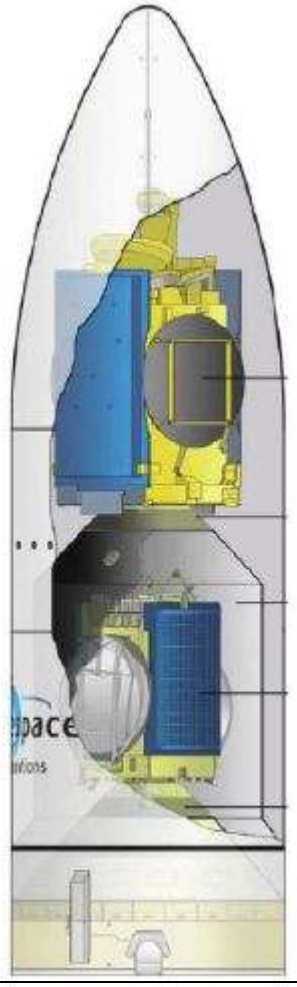
Cada propulsor é composto por três segmentos. O segmento inferior tem um comprimento de 11,1 metros e está abastecido com 106,7 t de propolente; o segmento central tem um comprimento de 10,17 metros e está abastecido 107,4 t de propolente, finalmente o segmento superior (ou frontal) tem um comprimento de 3,5 metros e está abastecido com 23,4 t de propolente. Sobre o segmento superior está localizada uma ogiva com um sistema de controlo. O processo de ignição é iniciado por meios pirotécnicos (assim que

o motor criogénico Vulcain do primeiro estágio estabiliza a sua ignição) e o propolente sólido queima a uma velocidade radial na ordem dos 7,4 mm/s (a queima é realizada de dentro para fora). O controlo de voo é feito através da tubeira móvel do propulsor que é conduzida actuadores controlados hidraulicamente

O primeiro estágio do foguetão Ariane-5ECA, denominado H173 (EPC "*Etage Principal Cryotechnique*"), tem um comprimento de 30,5 metros e um diâmetro de 5,46 metros. Tem um peso bruto de 186.000 kg e um peso sem combustível de 12.700 kg. No lançamento desenvolve 113.600 kgf (vácuo), com um Ies de 434 s (Ies-nm de 335 s) e um Tq de 650 s. O seu motor criogénico Vulcain-2 (com um peso de 1.800 kg, diâmetro de 2,1 metros e comprimento de 3,5 metros) é capaz de desenvolver 132.563 kgf no vácuo, com um Ies 440 s e um Tq de 605 s. Tal como o Vulcain, utilizado no primeiro estágio do Ariane-5G, o Vulcain-2 consome LOX e LH_2. O Vulcain-2 é desenvolvido pela *Snecma*.

O H173 é capaz de transportar mais 15.200 kg de propolente devido a modificações feitas no tanque de oxigénio líquido. Na parte superior do H173 encontra-se a secção de equipamento VEB (*Vehicle Equipment Bay*) do Ariane-5ECA onde são transportados os sistemas eléctricos básicos, sistemas de orientação e telemetria, e o sistema de controlo de atitude. A secção de equipamento é desenvolvida pela *Astrium SAS* e tem uma altura de 1,13 metros e um peso de 950 kg.

Lançamento	Missão	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora	Satélites
2010-070	V199	L557	29-Dez-10	21:27:00	Hispasat-1E (37264 2010-070A) Koreasat-6 (37265 2010-070B)
2011-012	VA201	L558	30-Mar-11	21:37:00	YahSat-1A (37392 2011-012A) Intelsat New Dawn (373932011-011B)
2011-022	VA202	L559	20-Mai-11	20:37:00	GSAT-8 'Insat-4G' (37605 2011-022A) ST-2 (37606 2011-022B)
2011-041	VA203	L560	6-Ago-11	22:53:30	Astra-1N (37775 2011-041A) BSAT-3c/JCSAT-110R (37776 2011-041B)
2011-049	VA204	L561	21-Set-11	21:23:00	Arabsat-5C (37809 2011-049A) SES-2/CHIRP (37810 2011-049B)
2012-023	VA206	L562	15-Mai-12	21:33:00	JCSAT-13 (38331 2012-023A) Vinasat-2 (38332 2012-023B)
2012-035	VA207	L563	5-Jul-12	21:36:00	Jupiter-1/EchoStar-17 (38551 2012-035A) MSG-3 (38552 2012-035B)
2012-043	VA208	L564	2-Ago-12	21:50:00	Intelsat-20 (38740 2012-043A) Hylas-2 (38741 2012-043B)
2012-051	VA209	L565	28-Set-12	21:18:00	Astra-2F (38778 2012-051A) GSAT-10 (38779 2012-051B)
2012-062	VA210	L566	10-Nov-12	21:05:00	Eutelsat-21B/W6A (38991 2012-062A) Star One C-3 (38992 2012-062B)



Características do veículo L564

A missão VA210 foi o 66º lançamento do foguetão Ariane-5 e o 6º em 2012, seguindo uma série de 51 voos bem sucedidos consecutivos. Este foi o 9º Ariane-5ECA da fase de produção PB que foi assinado em Março de 2009 para garantir a continuidade dos serviços de lançamento após a finalização da fase de produção PA que foi constituída por 30 veículos. A fase de produção PB será composta por 35 Ariane-5ECA e cobre o período de 2010 a 2016. Consequentemente, o lançador L566 é o 40º lançador a ser entregue à *Arianespace*, integrado e verificado sob a responsabilidade da *Astrium*.

Na sua configuração de carga dupla e utilizando o sistema Sylda-5 "A" (Sylda-5 n.º 52-A, desenvolvido pela Astrium ST)) e uma carenagem longa (construída pela *RUAG Aerospace AB*) com uma altura total de 17 metros e um diâmetro de 5,4 metros, o satélite Eutelsat-21B ocupou a posição superior colocado sobre um adaptador PAS 1194C (desenvolvido pela EADS-CASA) e um sistema de absorção de choques MFD-d (desenvolvido pela EADS-CASA) e o satélite Star One-C3 a posição inferior colocado sobre um adaptador PAS 937S (desenvolvido pela *RUAG Aerospace AB*) no interior do adaptador Sylda-5A. A carenagem estava protegida pelo produto FAP (*Fairing Acoustic Protection*), que é utilizado desde a missão V175 (veículo L534).

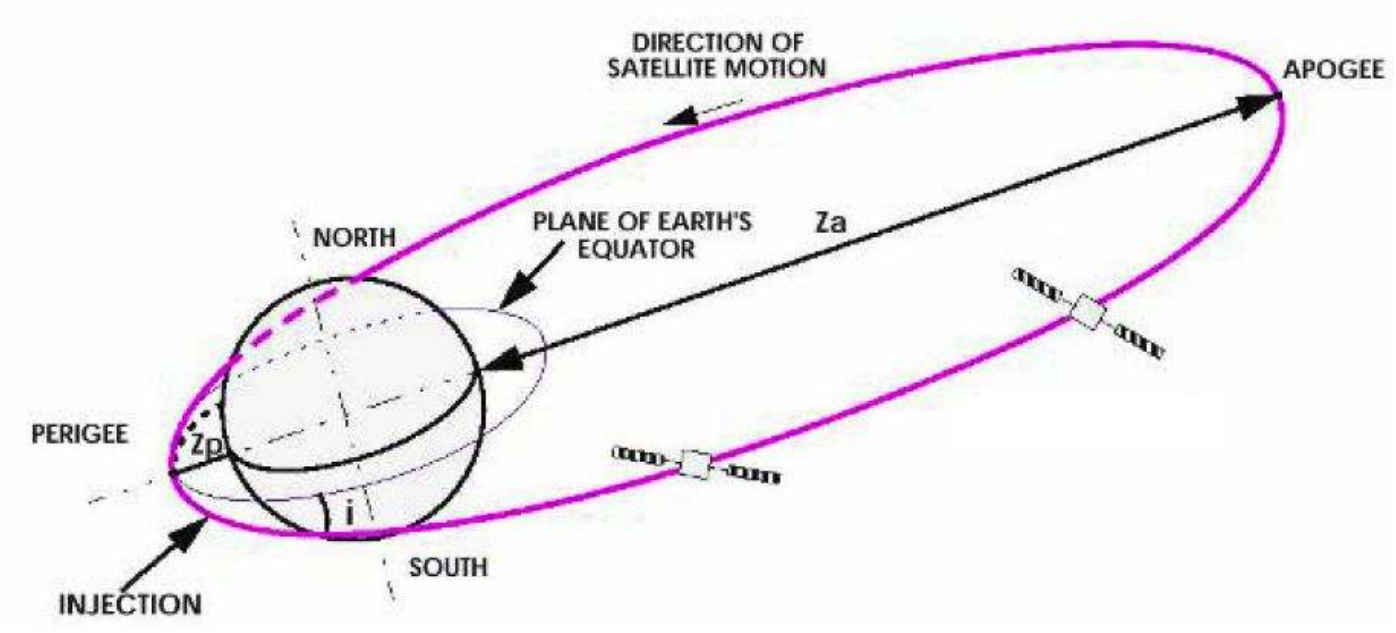
O lançador pode ser dividido em duas partes: o Sistema Composto Superior (SCS) e o Sistema Composto Inferior (SCI). O SCS é composto pela carenagem, pela estrutura de transporte de carga Sylda-5 e pelo conjunto formado pelo estágio superior criogénico ESC-A, pela secção de equipamento (VEB – *Vehicle Equipment Bay*) e por um Cone 3936. Por sua parte, o SCI incorpora o estágio criogénico principal EPC (H175) com o motor Vulcain-2 e dois propulsores laterais de combustível sólido EAP (P240).

A missão VA210

O principal objectivo da missão VA210 era o de colocar os satélites Eutelsat-21B e Star One-C3 numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu a 35.786 km de altitude, perigeu a 250 km de altitude, inclinação orbital de 2,0º, argumento do perigeu de 178º e longitude do nodo ascendente de -121,150º[3].

[3] Este valor é em relação a um eixo fixo (H_o – 3s) e passando pelo complexo de lançamento ELA3. O H_o é a referência temporal básica (1 s antes da válvula de hidrogénio da câmara de combustão do motor Vulcain ser aberta). A ignição do Vulcain ocorre a H_0 + 2,7 s.

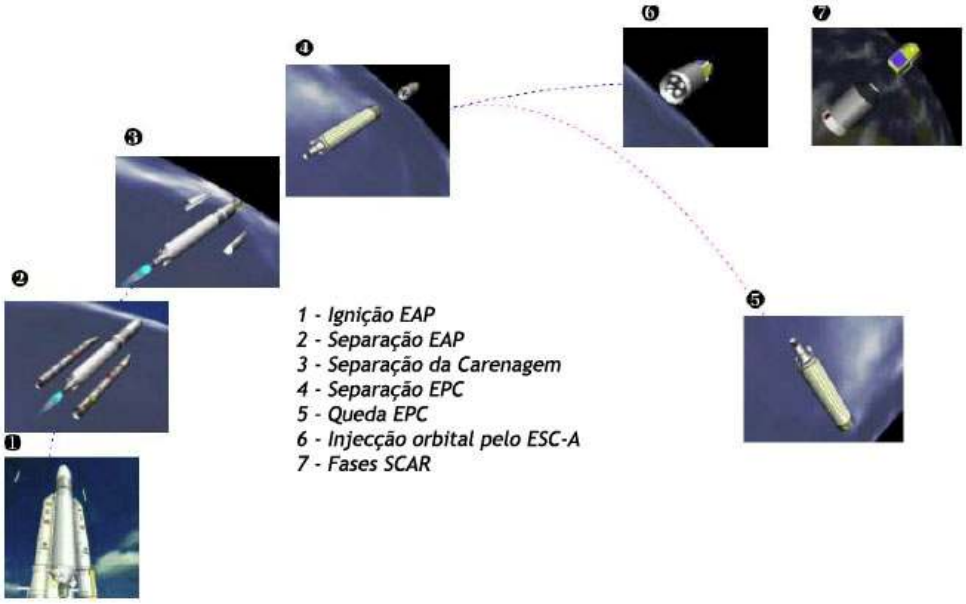
Tendo em conta os adaptadores de carga e a estrutura Sylda-5, a performance total requerida do lançador para a órbita descrita era de 9.202,1 kg (o recorde de performance de voo é de 10.183 kg estabelecido na missão V208 a 2 de Agosto de 2012 pelo foguetão Ariane-5ECA (L564) para uma órbita standard com uma inclinação de 6º. Isto também demonstra a capacidade do lançador em termos de massa de carga. Parte da margem de performance é utilizada para reduzir a inclinação da órbita alvo.



Fases de voo

Tomando H_0 como a referência temporal básica (1s antes da abertura da válvula de hidrogénio na câmara de combustão do motor Vulcan do primeiro estágio EPC), a ignição do Vulcain ocorre a H_0+2,7s. A confirmação da operação normal do Vulcain autoriza a ignição dos dois propulsores laterais de combustível sólido (EAP) a H_0+7,05s, levando ao lançamento.

A massa no lançamento é de cerca de 775.000 kg e a força inicial é de 13.000 kN (dos quais 90% é originada pelos EAP). Após uma ascensão vertical de 5s para permitir que o lançador deixe o complexo ELA3, incluindo, em particular, os pilões eléctricos, o foguetão executa uma operação de inclinação no plano da trajectória, seguindo-se uma operação de rotação cinco segundos mais tarde para posicionar o plano dos EAP perpendicularmente ao plano da trajectória. O ângulo de azimute de lançamento foi de 93º em relação a Norte.



A fase de voo dos EAP continua a um ângulo de incidência nulo ao longo do voo atmosférico e até à separação dos propulsores laterais. O propósito destas operações é o de optimizar a trajectória e assim maximizar a performance, obter uma ligação rádio satisfatória com as estações no solo, e cumprir as cargas estruturais e limites de controlo de atitude. A sequência de separação dos EAP é iniciada quando um limite de aceleração é detectado, quando o nível de força do propolente sólido baixa. A separação ocorre no segundo imediato. Este é o tempo de referência H_1, e ocorre a cerca de H_0+141s a uma altitude de 66,4 km e a uma velocidade relativa de 2,0266 km/s.

No resto do voo na fase EPC, o veículo segue uma regra de altitude controlada em tempo real pelo computador de bordo tendo por base informações recebidas pela unidade de navegação. Esta regra optimiza a trajectória ao minimizar o tempo de queima e consequentemente o consumo de propolente.

A carenagem de protecção é separada durante a fase de voo EPC logo que os níveis de fluxo aerodinâmico são suficientemente baixos para não terem impacto na carga. Para a missão VA210, a separação da carenagem ocorreu a uma altitude de 115 km, 209 segundos após o lançamento. A fase de propulsão EPC tem como objectivo uma órbita predeterminada estabelecida em relação a requisitos de segurança e á necessidade de controlar a operação quando o EPC cai de volta para a Terra no Oceano Atlântico.

O final da queima do motor Vulcain ocorre quando são atingidas as seguintes características orbitais: apogeu a 178,8 km de altitude, perigeu a -956,0 km de altitude, inclinação orbital de 7,00º, argumento do perigeu de -37,69º e longitude do nodo ascendente de -127,44º. Este é o tempo de referência H_2 e ocorre a H_0+531,6s.

O estágio criogénico principal cai então para o Atlântico após a separação, destruindo-se numa reentrada atmosférica a uma altitude entre os 80 km e os 60 km devido às cargas geradas pelo atrito. O estágio deve ser despressurizado para evitar o risco de explosão devido ao sobreaquecimento do hidrogénio residual. Uma válvula lateral do tanque de hidrogénio, actuada por um temporizador que é activado pela separação do EPC, é utilizada para este propósito. Esta força lateral é também utilizada para fazer com que o EPC entre numa rotação, reduzindo assim a dispersão dos detritos originados na reentrada. O ângulo de reentrada do estágio criogénico é de -2,60º e a longitude do ponto de impacto é registada a 3,97º O.

O voo do ESC-A tem uma duração de cerca de 16 minutos. Esta fase de voo é finalizada por um comendo enviado pelo OBC, quando o computador estima, a partir de dados calculados pela unidade de orientação inercial, que a órbita alvo foi atingida. Esta é a referência temporal H_3 e ocorre a H_0+1.496,9s.

O propósito da fase balística seguinte é o de: a) orientar o conjunto na direcção requerida para a separação dos dois satélites e na direcção necessária para a separação do adaptador Sylda-5; b) lenta rotação transversal antes da separação do Intelsat-20; c) estabilização nos três eixos espaciais antes da separação da Sylda-5; d) colocar o conjunto numa lenta rotação antes da separação do satélite Hylas-2; e) separação dos satélites Eutelsat-21B e Star One-C3, além do adaptador Sylda-5; f) rotação final do conjunto a 45º/s; e g) despressurização do estágio ESC-A (tanques de oxigénio líquido e hidrogénio líquido), precedida de uma fase de despressurização que envolve a abertura simultânea de oito escapes SCAR. Estas operações contribuam para a gestão a curto e médio prazo da distância mútua dos objectos em órbita. A fase balística da missão é composta por 23 fases elementares que incluem a separação dos dois satélites e do adaptador Sylda-5.

Lançamento da missão VA210

Integração

A 22 de Agosto de 2012 chegavam ao Porto de Pariacabo, Guiana Francesa, a bordo do navio de carga MN Toucan, os vários componentes do foguetão Ariane-5ECA (L566) nomeadamente o estágio criogénico principal, a secção compósita superior (o estágio criogénico superior e a secção de equipamento), o sistema adaptador Sylda e equipamento respectivo, além da carenagem de protecção. Todos estes elementos seriam removidos da embarcação e posteriormente transportados para o Centro Espacial de Kourou.

A campanha para o lançamento da missão VA210 teve início a 3 de Setembro tendo sido no mesmo dia iniciado o processo de integração do foguetão Ariane-5ECA com a colocação do estágio EPC na plataforma móvel de lançamento no interior do edifício BIL (*Basic Integration Building*), após a sua despressurização. Nesse dia e no dia seguinte procedeu-se à transferência dos dois propulsores laterais de combustível sólido EAP, sendo integrados no EPC a 5 de Setembro. O sistema compósito superior foi despressurizado e colocado em posição a 7 de Setembro e o controlo de síntese do lançador ocorreu a 22 de Setembro. Nesta fase faz-se um controlo de qualidade do lançador que seria aceite pela *Arianespace* a 27 de Setembro. O satélite Eutelsat-21B chegava a Kourou a 8 de Outubro, enquanto que o satélite Star One-C3 chegava a 12 de Outubro. Entretanto, o foguetão Ariane-5ECA era transferido do BIL para o FAB (*Final Assembly Building*) a 9 de Outubro.

As respectivas campanhas de preparação para o lançamento dos dois satélites no interior do edifício S5C teriam início a 22 de Outubro (Eutelsat-21B) e 24 de Outubro (Star One-C3). Entre o dia 22 e 24 de Outubro ocorria o processo de abastecimento do satélite Eutelsat-21B, seguindo-se a sua montagem no adaptador a 25 de Outubro, a sua transferência para o BAF ocorria no dia seguinte e a sua integração no Sylda a 27 de Outubro. Por seu lado, as operações de abastecimento do satélite Star One-C3 decorreram entre 24 e 26 de Outubro. No dia 27 o satélite é colocado no seu adaptador com o conjunto a ser transferido para o BAF a 29 de Outubro, sendo integrado no lançador no dia 30 de Outubro. A integração da carenagem com o adaptador Sylda ocorria a 29 de Outubro e a 31 de Outubro ocorre a integração do sistema compósito (Eutelsat-21B + PAS 1194C + MFD-d + Sylda + carenagem) no lançador. O ensaio geral do lançamento ocorreu a 5 de Novembro e o *Flight Readiness Review*, no qual se revê todos os procedimentos e preparativos para o lançamento teve lugar no dia 7 de Novembro, com o lançador a ser armado nesse mesmo dia. No final do *Flight Readiness Review* é dada a luz verde para o transporte do lançador para o Complexo de Lançamento ELA3 (ZL3) que ocorre a 8 de Novembro. O abastecimento da esfera de hélio do estágio EPC teve lugar nesse mesmo dia e a contagem decrescente final iniciava-se a 9 de Novembro.

No entanto, o lançamento seria adiado por 24 horas devido à ocorrência de fortes ventos em altitude que excediam os limites estabelecidos como parte das condições se segurança para as missões deste lançador. O foguetão bem como os dois satélites no seu interior foram colocados em condição de segurança, permanecendo na zona de lançamento e não havendo a necessidade de transportar o veículo de volta para o edifício de integração final.

A contagem decrescente final inicia-se a H_0 – 7h 30m e inclui todas as operações de preparação do lançador, satélites e base de lançamento. A execução correcta de todas as operações leva à autorização da ignição do motor Vulcain seguindo-se a ignição dos propulsores laterais de combustível sólido na hora de lançamento seleccionada, o mais cedo possível dentro da janela de lançamento para os satélites. A contagem decrescente termina com uma sequência sincronizada gerida pelos computadores do Ariane-5ECA e que se inicia a H_0-7 m. Em alguns casos, uma sequência pré-sincronizada pode ser necessária para optimizar o abastecimento do estágio criogénico principal. Se uma paragem na contagem decrescente coloca o tempo H_o fora da janela de lançamento, o lançamento é adiado para D+1 ou D+2, isto é um ou dois dias depois da data inicial de lançamento, dependendo do problema e da solução adoptada.

A janela de lançamento para a missão VA210 decorria entre as 2105UTC e as 2251UTC do dia 10 de Novembro, com uma duração de 106 minutos.

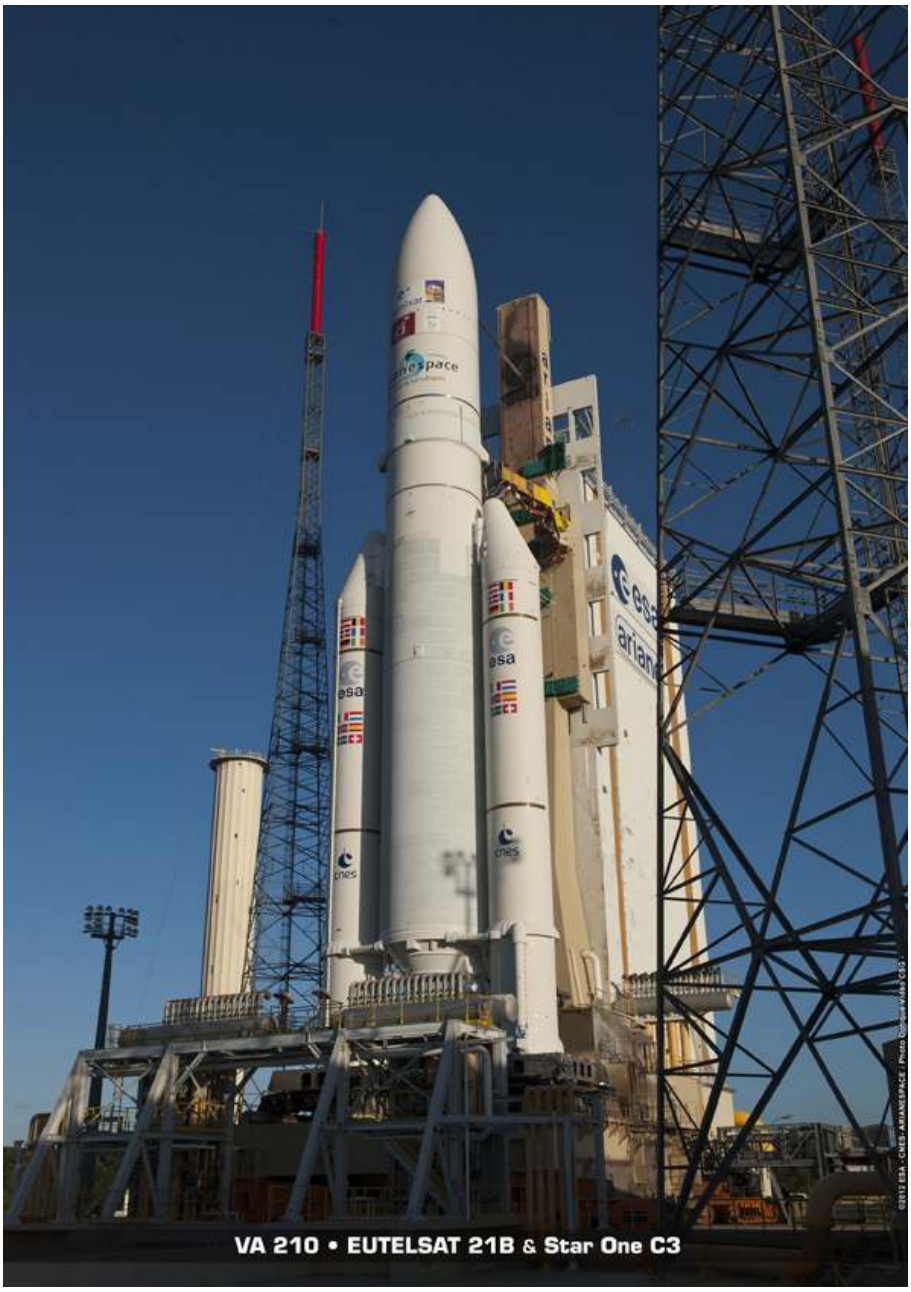
A H_0-7h 30m, no início da contagem decrescente final, procede-se á verificação dos sistemas eléctricos e aos procedimentos de preparação e configuração do EPC e do motor Vulcain para o condicionamento térmico e posterior abastecimento. Os preparativos finais da plataforma de lançamento decorrem a H_0-6h com o encerramento de portas, remoção das barreiras de segurança e configuração dos circuitos de fluidos em preparação do abastecimento do lançador. Nesta fase, o programa de voo é inserido nos computadores do Ariane-5ECA e procede-se ao teste das ligações de rádio entre o lançador e o centro de controlo. O alinhamento das unidades de orientação inercial decorre nesta fase dos preparativos para o lançamento. A evacuação do pessoal técnico da plataforma de lançamento ocorre a H_0-5h e inicia-se o abastecimento do EPC em quatro fases: primeiro, dá-se a pressurização dos tanques de abastecimento (este procedimento tem uma duração de 30 minutos); segundo, procede-se ao condicionamento térmico das condutas de abastecimento para assim poderem lidar com as baixas temperaturas dos propolentes criogénicos (este procedimento tem uma duração de 30 minutos); terceiro, dá-se o abastecimento dos tanques de propolente com hidrogénio líquido e com oxigénio líquido (o abastecimento tem uma duração de 2h); e finalmente quarto, mantém-se o abastecimento até ao início da sequência sincronizada.

A pressurização dos sistemas de controlo de atitude e de comando ocorre a H_0-5h. A H_0-4h inicia-se o abastecimento do estágio superior criogénico ESC-A, sendo também feito em quatro fases: pressurização dos tanques de abastecimento (este procedimento tem uma duração de 30 minutos); condicionamento térmico durante 30 minutos das condutas de abastecimento para assim poderem lidar com as baixas temperaturas dos propolentes criogénicos; abastecimento dos tanques de propolente com hidrogénio líquido e com oxigénio líquido (o abastecimento tem uma duração de 1h); e finalmente mantém-se o abastecimento até ao início da sequência sincronizada.

O condicionamento térmico do motor Vulcain ocorre a H_0-3h. Os preparativos para o início da sequência sincronizada têm lugar a H_0-30m e a sequência sincronizada iniciou-se às 2058UTC (H_0-7m) do dia 10 de Novembro. As operações da sequência sincronizada são controladas de forma automática e exclusivamente pelo computador operacional de verificação e comando CCO (*Operational Checkout-Computer*) localizado no Complexo de Lançamento ELA3. Durante esta sequência, todos os elementos que estão envolvidos no lançamento são sincronizados pelo tempo de contagem decrescente distribuídos por todo o centro espacial. Durante a fase inicial, e até H_0 – 6s, o lançador é gradualmente transferido para a sua configuração de voo pelo computador CCO. Se a sequência sincronizada é suspensa, o lançador é transferido de forma automática para a sua configuração a H_0-7m. Na segunda fase da sequência (uma fase irreversível) que decorre entre H_0-6s até H_0-3,2s, a sequência sincronizada já não é dependente da contagem decrescente do centro espacial, operando de acordo com um relógio interno. A fase final é a ignição do lançador. A sequência de ignição é controlada exclusivamente pelo computador de bordo OBC (*On-Board Computer*). Os sistemas no solo executam um número de acções em paralelo com a sequência de ignição de bordo.

A H_0-6m 30s finaliza o abastecimento de hidrogénio líquido e de oxigénio líquido com os volumes de propolente ao nível necessário para a missão. Nesta altura são abertas as válvulas de inundação de segurança da plataforma de lançamento e são armadas as

barreiras das condutas de segurança pirotécnicas. A esfera de hélio do estágio ESC-A é isolada a H_0-6m. A H_0-4m dá-se a pressurização dos tanques do estágio EPC, o isolamento dos tanques e início da purga da interface umbilical entre os sistemas do solo e o estágio EPC. Nesta altura é finalizado o abastecimento de oxigénio líquido ao estágio superior, fazendo-se a transição do oxigénio líquido para a pressão de voo. O final do abastecimento de hidrogénio líquido ao estágio superior dá-se a H_0-3m 40s e procede-se ao cálculo do tempo H_0, verificando-se que o segundo computador de bordo foi alterado para 'modo de observação'. A H_0-3m 10s o hidrogénio líquido do estágio superior criogénico encontra-se na pressão de voo. O valor do H_0 é inserido nos dois computadores de bordo a H_0-3m e é comparado com o valor a H_0 no solo.



O aquecimento eléctrico das baterias do EPC e da secção de equipamento do lançador dá-se a H_0-2m 30s ao mesmo tempo que se procede à desactivação do sistema de aquecimento eléctrico do sistema de ignição do motor Vulcain-2. A H_0-2m dá-se a abertura das membranas das válvulas do Vulcain-2 e a válvula do condicionamento térmico do motor é encerrada. A pré-deflexão do da tubeira HM7B ocorre a H_0-1m 50s e o fornecimento de energia eléctrica ao lançador é transferido para a fonte a bordo do lançador a H_0-1m 5s. Nesta fase termina a pressurização dos tanques do estágio ESC-A a partir do solo e inicia-se a verificação da selagem das válvulas do estágio.

O início do sistema de controlo automático da sequência de ignição tem lugar a H_0-37s, ao mesmo tempo que são activados os gravadores de bordo e são armadas as linhas de segurança pirotécnicas. Segue-se a H_0-30s a verificação da purga do circuito umbilical entre o solo e o lançador e são abertas as válvulas do estágio EPC. Os sistemas de controlo de atitude do estágio EPC são activados a H_0-22s, dando-se nesta altura a autorização para a transferência para o controlo de bordo.

O sistema de correcção do efeito POGO é activado a H_0-16,5s e procede-se à ventilação da carenagem e da secção de equipamento do lançador. As válvulas do sistema de supressão de ondas de choque são abertas a H_0-12s.

A sequência irreversível inicia-se a H_0-6s com a activação e ignição do sistema AMEF para queimar o hidrogénio residual que se possa ter acumulado na plataforma de lançamento. São enviados os comandos para a retracção dos braços de abastecimento criogénico. O fusível de controlo de comunicação de informação é transferido para o lançador.

A sequência de ignição inicia-se a H_0-3s com a verificação do estado do computador, transferência dos sistema de orientação inercial para o modo de voo, monitorização das pressões do oxigénio e do hidrogénio líquido, e activação das funções de controlo de navegação, orientação e atitude. A deflexão da tubeira HM7B é verificada a H_0-2,5s e a H_0-1,4 é encerrada a válvula de purga do motor. A H_0-0,2s é verificada a recepção do sinal de 'retracção dos braços criogénico' enviado pelo computador de bordo.

Entre H_0 e a H_0+6,65s dá-se a ignição do motor Vulcain-2 e a verificação da sua operação correcta (o tempo a H_0+1s corresponde à abertura da válvula da câmara de hidrogénio). O final da verificação da operação motor principal ocorre a H_0+6,9s e a ignição dos propulsores laterais de combustível sólido ocorre a H_0+7,05s.

esa
esa
esa
esa

O lançamento da missão VA210 teve lugar às 2105:00UTC com o lançador a abandonar a plataforma de lançamento a T+7,30s. A T+12,62s iniciava-se a manobra de inclinação e a T+17,05s iniciava-se a manobra de rotação do lançador em torno do seu eixo longitudinal. Esta manobra terminava a T+32,05s. O foguetão Ariane-5ECA atingia a velocidade do som a T+48,1s. A separação dos dois propulsores laterais de combustível sólido dava-se a T+2m 22s e a separação das duas metades da carenagem de protecção ocorreu a T+3m 29s.

A telemetria do lançador começava a ser recebida pela estação de Natal a T+7m 44s e a T+8m 52s terminava a queima do estágio criogénico principal EPC, com a sua separação a ter lugar a T+8m 58s. A ignição do estágio criogénico superior ocorria a T+9m 2s e os dados telemétricos do lançador deixavam de ser recebidos pela estação de natal a T+12m 20s, começando a ser recebido pela estação da Ilha de Ascensão a T+13m 25s e pela estação de Libreville a T+18m 19s (depois dos dados deixarem de ser recebidos na Ilha de Ascensão a T+17m 49s). Entretanto, o ponto de altitude mínima na trajectória (a 162 km) é atingido a T+14m 35s. A estação de Malindi começava a receber a telemetria do Ariane-5ECA a T+23m 04s. O final da queima do estágio superior ESC-A ocorria a T+24m 57s com o lançador a entrar na fase balística.

Estando colocando na posição superior, o satélite Eutelsat-21B seria o primeiro a separar-se do estágio superior. O procedimento para a separação do satélite iniciava-se a T+25m 2s com a orientação do conjunto e posterior estabilização. O Eutelsat-21B separava-se às 2233UTC (T+28m 3s).

O conjunto é agora formado pelo estágio ESC-A, pelo adaptador Sylda-5 e pelo satélite Star One-C3. Logo após a separação do Eutelsat-21B, procedia-se à estabilização do conjunto e iniciava-se o procedimento de orientação em preparação da separação do adaptador Sylda-5 que ocorria a T+29m 37s. De seguida (T+29m 47s) iniciava-se a manobra de orientação e estabilização para a separação do segundo satélite que ocorria às 2238UTC (T+33m 18s).

Com os dois satélites agora em órbita, era tempo de colocar o estágio ESC-A numa órbita segura e afastada dos satélites. O estágio era orientado para a manobra de separação a T+33m 31s e depois orientado para a manobra de estabilização a T+42m 18s. O ESC-A é então colocado com uma rotação de 45º/s a T+43m 29s. O tanque de oxigénio era colocado em modo passivo a T+44m 15s e o início do modo passivo para o ESC-A dava-se a T+48m 50s.

A separação dos satélites teve lugar numa órbita com um apogeu a 35.932 km de altitude (apogeu alvo de 35.920 km), perigeu a 249,6 km de altitude (perigeu alvo de 249,4 km) e inclinação orbital de 1,99º (inclinação orbital alvo de 2,00º). Após a separação ambos os satélites utilizariam os seus próprios meios de propulsão para atingir as respectivas órbitas geossíncronas.

Rússia lança sexto Meridian

Após os problemas registados com o lançamento do satélite 14F112 n.º 15L (Meridian-5) a 23 de Dezembro de 2011, foi ordenada uma investigação às causas que levaram à perda desse satélite com o consequente adiamento do lançamento no seguinte satélite da série. Compreendidas as razões do desaire, foi decidido utilizar-se um lançador 14A14-1B Soyuz-2-1B em vez do 14A14-1B Soyuz-2-1B utilizado na missão anterior. O lançamento do Meridian-6 acabaria por ser levado a cabo a 14 de Novembro de 2012 com o satélite a chegar com segurança à órbita terrestre.

Os satélites 14F112 Meridian

Os satélites 14F112 Meridian representam a nova geração de satélites de comunicações em órbitas elípticas de 12 horas (órbitas Molniya) e foram desenhados para substituir os satélites Molniya-1, Molniya-3 e Parus. Os Meridian são fabricados pela *ISS Reshetnev* (anteriormente denominada *NPO Prikladnoi Mekhaniki*, NPO PM).

Os detalhes sobre os Meridian são muito escassos pois tratam-se de veículos militares. No entanto, têm surgido na imprensa várias imagens que mostram estes satélites e por vezes algumas dessas imagens mostram veículos completamente diferentes. Os satélites são baseados num modelo com um compartimento de sistemas electrónicos pressurizado e é estabilizado nos seus três eixos espaciais.

O desenvolvimento de um sistema para substituir os satélites Molniya havia sido iniciado antes do final da União Soviética com dois grupos a apresentarem soluções, nomeadamente o sistema Mayak, por parte da *NPO-PM Reshetnev*, e o sistema Nord, por parte da *Lavochkin*. Ambos os satélites seriam lançados pelo foguetão 11K77 Zenit-3. Sendo construído na Ucrânia, os lançadores Zenit deixaram de ser tidos em conta para o lançamento de cargas militares russas, propondo-se o lançamento utilizando o novo foguetão Rus. Porém, o desenvolvimento deste lançador não se concretizou e os avanços no desenvolvimento de sistemas electrónicos significou que o tamanho dos novos satélites poderia ser substancialmente reduzido. Em finais dos anos 90 a NPO-PM foi contratada pelas forças militares russas para desenvolver uma versão mais leve do seu sistema Mayak que pudesse ser colocado em órbita por um lançador Soyuz empregando um estágio superior Fregat.

Os satélites Meridian terão uma massa no lançamento de cerca de 2.000 kg. Alguns dos sistemas a bordo, incluindo o computador de controlo e o sistema de propulsão, podem ser semelhantes aos sistemas utilizados nos satélites de navegação Uragan-M. Os Meridian estão também equipados com painéis solares num sistema móvel que é capaz de seguir o movimento do Sol em órbita.

Nome	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Hora (UTC)	Veículo Lançador	Local Lançamento
Meridian	2006-061A	29668	24-Dez-06	8:34:44.402	1A – 76033135 / 1012	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
Meridian-2	2009-029A	35008	21-Mai-09	21:53:33.331	1A – 162 / 1018	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
Meridian-3	2010-058A	37212	02-Nov-10	00:58:39	1A – 167 / 1022	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
Meridian-4	2011-018A	37398	04-Mai-11	17:41:32,987	1A - 230 / 1028	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
Meridian 15L	-	-	23-Dez-11	12:08:10,180	1B – 7x00xx164 / 1042	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
Meridian-6	2012-063A	38995	14-Nov-12	11:42:46	1A - 77046267/1034	GIK-1 Plesetsk, LC43/4

O foguetão 14A14 Soyuz-2

O foguetão 14A14 Soyuz-2 representa a mais recente evolução do épico míssil balístico intercontinental R-7 desenvolvido por Sergei Korolev nos anos 50 do século passado. O novo lançador apresenta motores melhorados, modernos sistemas aviónicos digitais e uma reduzida participação de componentes de fabrico não russo.

O lançador é também conhecido pela designação Soyuz-ST e foi especialmente desenhado para uma utilização comercial aumentando a sua performance geral apesar de o desenho básico do veículo permanecer o mesmo. As alterações foram realizadas ao nível de uma melhoria da performance dos motores do primeiro e do segundo estágio com novos injectores e alteração da mistura dos propolentes; aumento na performance do terceiro estágio; introdução de um novo sistema de controlo permitindo uma alteração do plano orbital já durante o voo[4]; introdução de um novo sistema de telemetria digital para a monitorização do lançador e a introdução de uma nova ogiva de protecção de carga com um diâmetro de 3,6 metros.

O foguetão 14A14 Soyuz-2 pode ser equipado com um quarto estágio, nomeadamente o estágio Fregat, utilizando as carenagens de protecção do tipo ST e SF.

Este lançador é capaz de colocar uma carga de 7.800 kg numa órbita terrestre a 240 km de altitude com uma inclinação de 51,80º. No lançamento desenvolve uma força de 4.144.700 kN. A sua massa total é de 310.000 kg, o seu diâmetro no estágio principal é de 2,95 metros e o seu comprimento total é de 43,40 metros.

O primeiro estágio do 14A14 Soyuz-2 é composto pelos quatro propulsores laterais (Blok B, V, G e D) com uma massa bruta de 44.400 kg, tendo uma massa de 3.810 kg sem combustível. Cada propulsor tem um motor RD-107A (14D22) que desenvolve uma força de 1.021.097 kN (vácuo), com um Ies 310 s e um Tq de 120 s. Têm um comprimento de 19,60 metros, um diâmetro de 2,69 metros e consomem LOX e querosene.

	RD-0110	RD-0124
Força vácuo (kN)	298,03	294,3
Impulso específico (s)	326	359
Pressão na câmara de combustão (MPa)	6,8	15.53
Massa (kg)	408	450

O segundo estágio (Blok-A) tem um comprimento de 27,80 metros, um diâmetro de 2,95 metros, um peso bruto de 105400 kg e um peso sem combustível de 6.975 kg. Está equipado com um motor RD-108A que no lançamento desenvolve 999.601 kgf (vácuo), com um Ies de 311 s e um Tq de 286 s. Consome LOX e querosene.

[4] Todas as versões anteriores dos lançadores derivados do R-7 eram lançadas com uma trajectória fixa na qual a mesa da plataforma de lançamento rodava, sendo colocada no azimute de voo pretendido.

O terceiro estágio (Blok-I) tem um comprimento de 6,74 metros, um diâmetro de 2,66 metros, um peso bruto de 25.200 kg e um peso sem combustível de 2.355 kg. Está equipado com um motor RD-0110 que no lançamento desenvolve 294.000 kgf (vácuo), com um Ies de 359 s e um Tq de 300 s. Consome LOX e querosene.

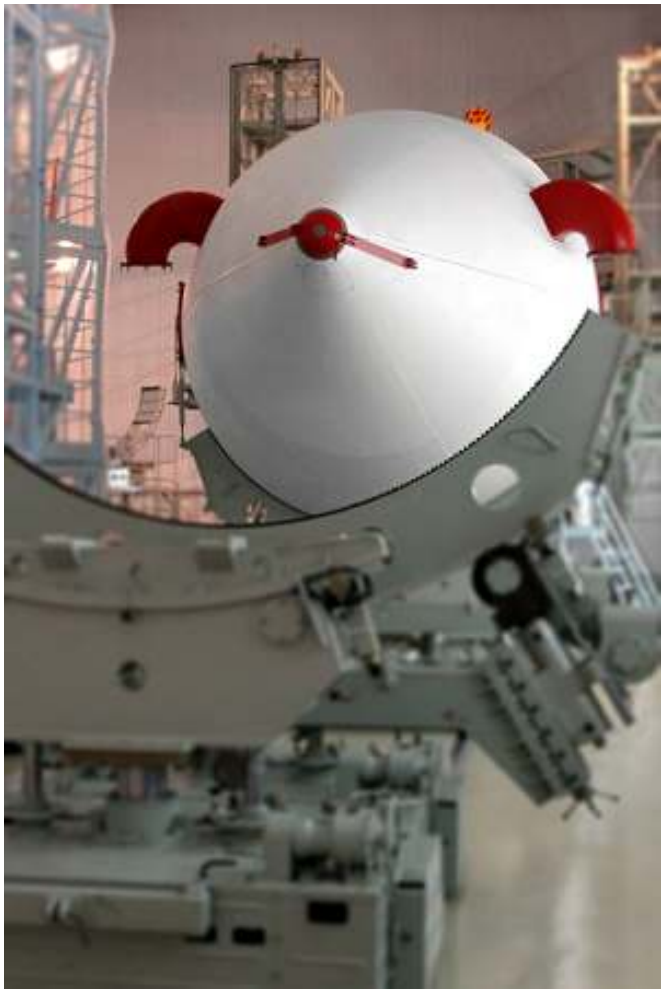
As modificações introduzidas no novo lançador foram sendo testadas em duas versões do mesmo veículo o 14A14-1A Soyuz-2-1A e o 14A14-1B Soyuz-2-1B. Este último veículo é um lançador a três estágios no qual o motor RD-0124 é já empregado no último estágio.

Lançamento	Data	Hora UTC	Versão	N.º Série	Local Lançamento	Carga
2010-054	19-Out-10	17:10:59	1A/Fregat	Б15000-009/1023	Baikonur LC31 PU-6	Globalstar-M073 (37188 2010-054A) Globalstar-M074 (37189 2012-054B) Globalstar-M075 (37190 2012-054C) Globalstar-M076 (37191 2012-054D) Globalstar-M077 (37192 2012-054E) Globalstar-M079 (37193 2012-054F)
2010-058	2-Nov-10	00:58:39	1A/Fregat	167/1022	GIK-1 Plesetsk LC43/4	Meridian-3 (37212 2010-058A)
2011-009	26-Fev-11	03:07:00	1B/Fregat	77024208/1035	GIK-1 Plesetsk LC43/4	Cosmos 2471 (37372 2011-009A)
2011-018	4-Mai-11	17:41:33	1A/Fregat	230/1028	GIK-1 Plesetsk LC43/4	Meridian-4 (37398 2011-018A)
2011-033	13-Jul-11	2:27:04	1A/Fregat	Ю15000-008/1024/ST23	Baikonur LC31 PU-6	Globalstar-M082 (37739 2011-033A) Globalstar-M088 (37740 2011-033B) Globalstar-M091 (37741 2011-033C) Globalstar-M085 (37742 2011-033D) Globalstar-M081 (37743 2011-033E) Globalstar-M089 (37744 2011-033F)
2011-055	2-Out-11	00:15:14	1B/Fregat	7x0xx209/1045	GIK-1 Plesetsk LC43/4	Cosmos 2474 (37829 2011-055A)
2011-F04	23-Dez-11	12:08:10	1B/Fregat	7x00xx164/1042	GIK-1 Plesetsk LC43/4	14Ф112 Meridian-15Л
2011-080	28-Dez-11	17:09:01	1A/Fregat	Б15000-007/1027	Baikonur LC31 PU-6	Globalstar-M084 (38040 2011-080A) Globalstar-M080 (38041 2011-080B) Globalstar-M082 (38042 2011-080C) Globalstar-M092 (38043 2011-080D) Globalstar-M090 (38044 2011-080E) Globalstar-M086 (38045 2011-080F)
2012-049	17-Set-12	16:28:40	1A/Fregat	Л15000-012/1037	Baikonur LC31 PU-6	MetOp-B (38771 2012-049A)
2012-063	14-Nov-12	11:42:46	1A/Fregat	77046267/1034	GIK-1 Plesetsk LC43/4	Meridian-6 (38995 2012-063A)

Com dimensões semelhantes ao motor RD-0110 utilizado nas versões anteriores dos lançadores Soyuz, o motor RD-0124 apresenta como principal diferença a introdução de um sistema de ciclo fechado no qual o gás do oxidante que é utilizado para propulsionar as bombas do motor é então direccionado para a câmara de combustão onde é queimado com restante propolente em vez de ser descartado. Esta melhoria no motor aumenta a performance do sistema e, como consequência, aumenta a capacidade de carga do lançador em 950 kg. Um propolente especial de ignição é utilizado para activar a combustão do motor e são utilizados dispositivos

pirotécnicos para controlar o funcionamento do motor. Cada uma das quatro câmaras de combustão pode ser movimentada ao longo de eixos para manobrar o veículo.

Em 1996 tiveram início os testes do motor RD-0124 e foram finalizados em Fevereiro de 2004 nas instalações da *Khimavtomatika* em Voronezh. Nesta altura previa-se que a produção em série do novo motor teria início em 2005. A 27 de Dezembro de 2005 teve lugar outro teste do motor, abrindo caminho para os ensaios em grupo de todo o terceiro estágio do lançador 14A14-B Soyuz-2-1B nas instalações da *NIIKhimMash* em Sergiev Posad.



Imagens dos preparativos do foguetão 14A14-1A Soyuz-2-1A/Fregat (77046267/1034) no edifício de integração e montagem no Cosmódromo GIK-1 Plesetsk. Imagens: Ministério da Defesa da Rússia.

No início de 2005 a *Arianespace* anunciava que a primeira missão de teste do foguetão 14A14-1B Soyuz-2-1B teria lugar desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur para colocar em órbita o satélite astronómico CoRoT. Este lançamento dependeria dos resultados de novos ensaios do motor RD-0124 que tiveram lugar em Março e Abril de 2006. Um último teste teve lugar a 20 de Outubro de 2006 e o satélite CoRoT acabaria por ser lançado a 21 de Dezembro desse ano[5].

O estágio Fregat foi qualificado para voo no ano 2000 e representa um estágio superior flexível e autónomo que foi desenhado para operar como um veículo orbital. O Fregat prolonga as capacidades dos estágios inferiores dos foguetões Soyuz para proporcionar um

[5] O satélite CoRoT (29678 2006-063A) foi colocado em órbita ás 1423:38,292UTC do dia 27 de Dezembro de 2006 desde a Plataforma de Lançamento PU-6 do Complexo de Lançamento LC36 (17P32-6) do Cosmódromo GIK-5 Baikonur por um foguetão 14A14 Soyuz-2.1b/Fregat (001/1013).

acesso total a um variado leque de órbitas. Para fornecer ao Fregat uma fiabilidade inicial elevada e acelerar o seu processo de desenvolvimento, vários subsistemas já utilizados em voo e outros componentes de outros veículos e lançadores foram incorporados neste estágio superior.

O estágio consiste em seis tanques esféricos (quatro tanques de propolentes e dois tanques de sistemas aviónicos) colocados em círculo, com longarinas atravessando ao longo dos tanques para fornecer apoio estrutural. O estágio é independente dos estágios inferiores do lançador, possuindo o seu próprio sistema de orientação, navegação, controlo, detecção e telemetria.

O Fregat utiliza um motor S9.98M que consome propolentes hipergólicos (UDMH e NTO) e pode ser reactivado até 20 vezes em voo, permitindo assim levar a cabo perfis de missões complexas. Pode fornecer uma estabilização nos três eixos espaciais à carga a colocar em órbita ou colocá-la nua situação de estabilização por rotação. O Fregat pode ser utilizado como estágio superior dos foguetões 11A511U Soyuz-U, 11A511U-FG Soyuz-FG, 14A14-1A Soyuz-2-1A, 14A14-1B Soyuz-2-1B e 11K77 Zenit-3F

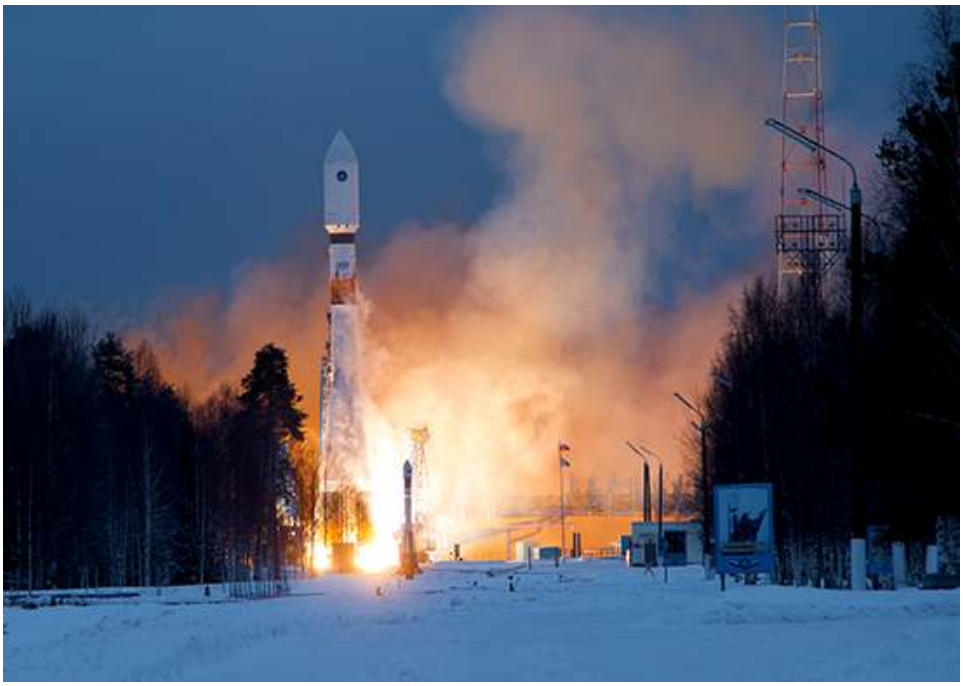
Lançando o Meridian-6

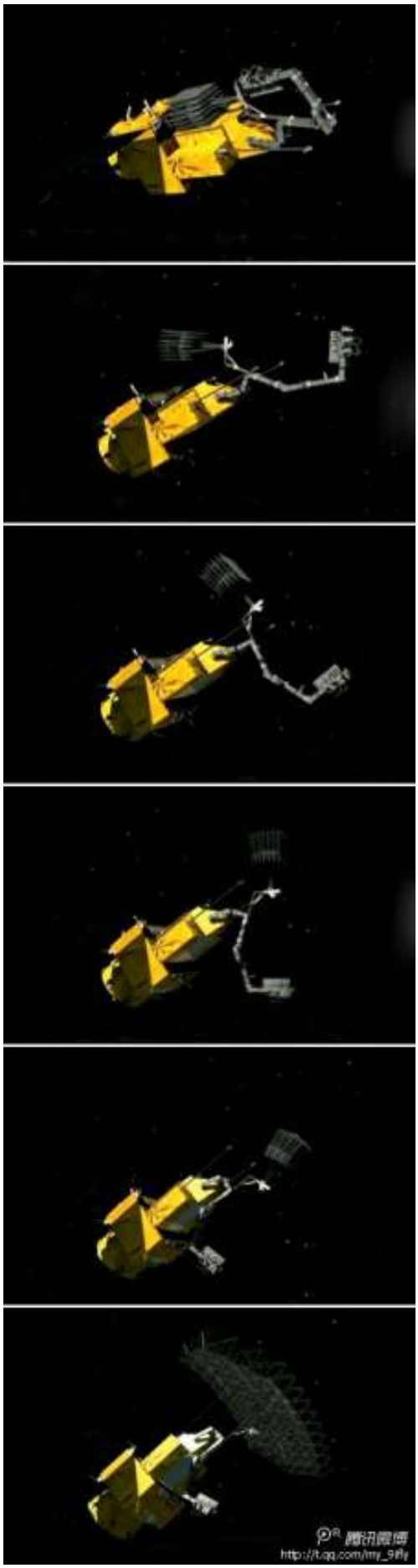
Este lançamento estava inicialmente previsto para ter lugar a 25 de Dezembro de 2012, sendo antecipado para 14 de Novembro. A missão iria utilizar o estágio superior Fregat (1026), mas mais tarde foi decidido utilizar o estágio Fregat (1034) que chegou ao cosmódromo de Plesetsk a 25 de Setembro. O satélite 14F112 n.º 80029116-16L chegou a Plesetsk a 15 de Outubro.

No dia 1 de Novembro o foguetão 14A14-1A Soyuz-2-1A (77046267), que chegara a Plesetsk a 27 de Setembro, era transferido (imagem ao lado) desde o edifício de integração e montagem (MIK-317/14-3) para a Plataforma de Lançamento LC43/4 (17P32-4) com o objectivo de requalificar a plataforma de lançamento após esta ter sido utilizada para os testes do novo foguetão lançador Soyuz-2.1V que decorreram entre 4 e 11 de Setembro, e que implicaram várias modificações na plataforma. Para estes ensaios, o foguetão não foi equipado com o estágio superior Fregat, tendo sido transportado de volta para o edifício de integração e montagem a 3 de Novembro.

Os preparativos para a missão decorreram sem problemas e a 10 de Novembro a agência de notícias russa Interfax anunciava que os trabalhos de integração e montagem do lançador estavam finalizados. O foguetão com o satélite Meridian-6 era transportado para a plataforma de lançamento a 11 de Novembro.

O lançamento acabaria por ter lugar às 1142:46UTC do dia 14 de Novembro com a presença no cosmódromo do Ministro da Defesa Russo, Sergei Shoigu. A separação do estágio Fregat-M com o satélite Meridian-6 do estágio Blok-I teve lugar às 1151UTC e a separação entre o estágio Fregat e o satélite ocorreu às 1400UTC. O satélite ficou colocado numa órbita com um perigeu a 978,4 km de altitude, apogeu a 39.724,9 km de altitude e inclinação orbital de 62,84°.





Huanjiang-1C para monitorização ambiental

A constelação Huanjing é composta por um conjunto de satélites com o objectivo de monitorizar os desastres ambientais e a protecção ambiental. Os dois primeiros satélites desta constelação foram colocados em órbita a 5 de Setembro de 2008 com o terceiro satélite da série previsto para ser lançado em 2009. Porém, o lançamento foi adiado por vários anos acabando finalmente por ter lugar a 18 de Novembro de 2012.

O satélite HJ-1C

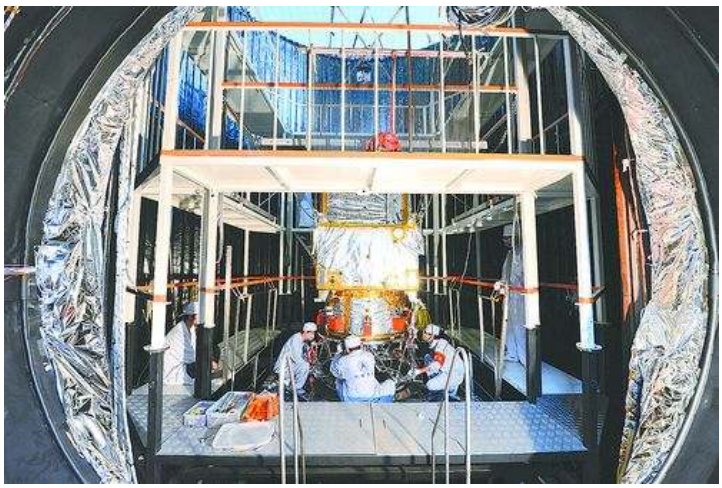
Os satélites HJ Huanjing (环境一号) são uma rede de satélites de observação da Terra pertencentes ao Comité Nacional para a Redução de Desastres e à Administração Estatal de Protecção Ambiental da China, com o objectivo de estabelecer um sistema operacional de observação do nosso planeta para a monitorização de desastres e mitigação, utilizando tecnologias de detecção remota e para melhorar a eficiência da mitigação e apoio na redução de desastres.

Os principais campos de aplicação para a China são a protecção ambiental e previsão, monitorização dos resíduos sólidos, monitorização de desastres e sua previsão (inundações, secas, tufões e danos provocados pelo vento, tempestades de areia, terramotos, deslizamento de terras, geladas e incêndios florestais, incêndios de reservas de carvão, monitorização de pragas, e monitorização de desastres oceânicos). O programa foi rectificado em 2003 pelas autoridades chinesas. Em Maio de 2007 a Administração nacional Espacial da China tornou-se membro da Carta Internacional 'Espaços e Grandes Desastres', uma iniciativa conjunta que trabalha para proporcionar respostas de emergência ao nível de dados de satélite gratuitos para os países afectados por desastres em qualquer parte do mundo. Cada membro desta Carta Internacional demonstrou o seu emprenho para utilizar os seus meios espaciais quando são mais necessários, quando os desastres de origem natural ou humana afectam as comunidades mundiais ou causam danos no ambiente.

A primeira fase do programa Huanjing é composta por três mini-satélites usualmente referidos como a 'constelação 2+1'. A segunda fase do programa irá consistir num total de oito veículos (quatro com Vargas ópticas e quatro com cargas SAR), a 'constelação 4+4'). Originalmente, o lançamento de todos os satélites deveria ser levado a cabo até 2012 através de cooperação internacional.

A implementação da primeira fase inclui três pequenos satélites (2+1), sendo designados HJ-1A, HJ-1B e HJ-1C. Os satélites HJ-1A e HJ-1B foram colocados em órbita às 0325UTC do dia 6 de Setembro de 2008 pelo foguetão CZ-2C Chang Zheng-2C/SMA (Y1) a partir do Centro de Lançamento de Satélites de Taiyuan. O

satélite HJ-1A é um satélite óptico equipado com uma câmara CCD e uma câmara de infravermelhos, enquanto que o satélite HJ-1B é também um satélite óptico equipado com uma câmara CCD e uma câmara hiperespectral. Cada satélite tinha uma massa no lançamento de 470 kg, sendo as suas dimensões 1.2 m x 1.1 m x 1.03 metros e um tempo de vida útil de 3 anos. Os satélites foram baseados na plataforma CAST-968B desenvolvida pela DFHSat (*DFH Satellite Co Ltd.*) do CAST (*China Academy of Space Technology* – Academia de Tecnologia Espacial da China). Ambos os satélites são estabilizados nos seus três eixos espaciais.



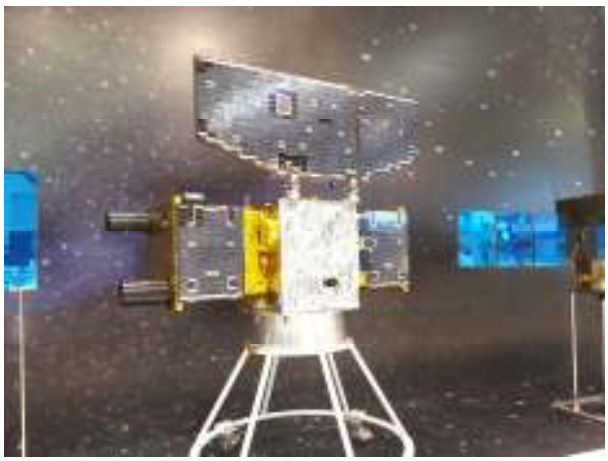
O satélite HJ-1C é um satélite SAR com uma antena de banda S (antena parabólica TKCA-6K colapsável) e é baseado no modelo CAST-2000 (CAST968B). O satélite opera numa órbita polar sincronizada com o Sol, com uma altitude média de 500 km, inclinação de 97,3º e período orbital de 94 minutos. O seu tempo de vida útil é de 3 anos e o HJ-1C constitui o primeiro sistema SAR civil da China. A sua massa no lançamento era de 890 kg, incluindo 200 kg da sua carga SAR.

As comunicações da sua carga SAR utilizam o formato CCSDS standard para comprimir os dados em bruto e os dados auxiliares. A bordo o satélite possui uma capacidade de armazenamento de 40 Gbit e a transmissão é feita através de uma ligação de banda X com modulação QPSK. O fluxo de transmissão é de 2 x 160 Mbit/s. O fornecimento de energia é feito por um painel solar com uma área de 7,5 m2 e utilizando células solares de GaAs/Ge capazes de fornecer 1,1 kW (BOL) e 0,8 kW (EOL). A energia é armazenada em duas baterias (40Ah).

O instrumento SAR de banda S foi desenvolvido com a assistência da empresa russa *NPO Mashinostroyenia & Vega Corp*. O instrumento SAR tem um centro de frequências de 3,13 GHz (banda S), correspondendo a um comprimento de onda de 9,6 cm, dando uma resolução espacial de 20 metros e uma largura de observação de 100 km. O instrumento será capaz de funcionar em dois modos de operação: Modo de Rastreio e Modo de Faixa. O Modo de Rastreio será capaz de obter uma resolução de 15 a 25 metros com uma largura de 95 a 105 km. O Modo de Faixa será capaz de obter uma resolução de 4 a 6 metros com uma largura de 25 a 40 km.

Outros satélites a bordo

Juntamente com o satélite HJ-1C Huanjing-1C foram lançados mais três pequenos satélites o XY-1 Xiyan-1 (新验一号) e os satélites FN-1 Fengniao-1A e Fengniao-1B (蜂鸟一号). O satélite Xiyan-1 (ao lado) foi construído pela *Aerospace DFH Development Ltd*., de Shenzhen, um departamento do CAST recentemente criado para o desenvolvimento de pequenos satélites. Este pequeno satélite irá testar vários componentes entre os quais interruptores de microondas fabricados pela China, um terminar leve de comunicações e termóstatos mais precisos que serão utilizados em futuros satélites. Também designado como NewTech-1 (*New Technology Demonstration Satellite*), o XY-1 é o primeiro projecto de demonstração de tecnologia espacial em órbita desenvolvido por companhias na China e utilizado para testar em órbita várias novas tecnologias. No lançamento o satélite tinha uma massa de 140 kg.



Os satélites Fengniao representam a primeira realização do novo desenvolvimento de micro e mini-satélites da empresa DFHSat (*DFH Satellite Co. Ltd.*). O objectivo geral da missão é o de fornecer uma demonstração das tecnologias bem como testar as capacidades de observação com satélites com uma massa entre os 80 e 250 kg, para um número de diferentes missões e aplicações, incluindo cenários de apoio de constelações de satélites e voo em formação (com interligação de satélites, navegação relativa, orientação e controlo).

O conceito da missão FN-1 consiste em dois satélites: o FN-1A com uma massa no lançamento de 160 kg como satélite principal da formação, e o FN-1B com uma massa de 30 kg. Ambos os satélites são lançados como um corpo único. Em órbita, o FN-1B separar-se-á para formar uma formação de dois satélites com o satélite principal. Ambos os satélites estão em contacto com uma ligação cruzada para troca de informações e a realização das necessárias manobras orbitais. Porém, todas as comunicações com o solo são feitas somente através da nave mãe.

O objectivo da missão é o de demonstrar as recém desenvolvidas plataformas CAST-mini e CAST-micro, e em particular validar as suas capacidades funcionais e tecnologias introduzidas, além de demonstrar a capacidade das tecnologias de voo formação próxima, tais como a navegação relativa, orientação e controlo, e comando. O satélite Fengniao-1A utiliza um novo conceito de plataforma modular, denominada CAST-mini, que deriva das plataformas CAST-968 e CAST-2000. A plataforma CAST-mini consiste num corpo cilíndrico (ortogonal) com painéis solares montados nas suas faces e duas asas solares (painéis solares) em forma de 'T' orientadas nos eixos +/- Y. O corpo do satélite tem um diâmetro de 785 mm e uma altura de 1032 mm. O controlo térmico é fornecido por meios passivos (radiador) e assistido por meios activos (aquecedor) quando necessário. O satélite tem um tempo de vida útil de 3 anos. É estabilizado nos três eixos espaciais com uma orientação voltada para a Terra, fornecendo precisões elevadas de orientação. O FN-1B é um novo micro-satélite desenvolvido pelo DFHSat. Os objectivos da sua missão são o teste das capacidades das novas plataformas modulares no espaço e a utilização do satélite para demonstrações de voo em formação com o satélite FN-1A. A plataforma do satélite tem uma forma octogonal (tal como a nave mãe) com uma dimensão de 400 mm de diâmetro e 175 mm de altura. As células solares (GaAs) fornecem uma energia média de cerca de 5 W. O controlo da órbita e da atitude é fornecido por um sistema RCS utilizando 12 pequenos motores (cada um com 30 mN). As medições das órbitas relativas entre os dois satélites são fornecidas por um receptor GPS diferencial.

O foguetão CZ-2C Chang Zheng-2C

O desaire com o foguetão lançador Chang Zheng-2A levou a uma intervenção política de alto nível por parte das autoridades chinesas em meados dos anos 70. Em resultado, deu-se total prioridade ao controlo de qualidade no desenvolvimento dos componentes dos lançadores. Todos os sistemas eléctricos foram reforçados e realizou-se uma nova campanha de testes de vibração de componentes chave do veículo no solo que teve uma duração de dez meses. As alterações ao foguetão foram tão importantes que o novo veículo recebeu uma nova designação, o CZ-2C Chang Zheng-2C.

Este veículo é o lançador chinês por excelência para missões para a órbita terrestre baixa, sendo o foguetão mais utilizado pela China. Para responder às necessidades dos clientes internacionais, a Academia Chinesa de Tecnologia de Foguetões Lançadores desenvolveu um novo estágio superior, o SD (*Smart Dispenser*), que começou a ser utilizado comercialmente em finais de 1990 e que levou a cabo sete missões bem sucedidas para colocar em órbita satélites da rede Iridium. O foguetão CZ-2C Chang Zheng-2C está disponível em três versões:

- A versão básica: lançador CZ-2C a dois estágios para missões em órbitas baixas, inferiores a 500 km de altitude, e com uma capacidade de carga de 3.366 kg (altitude de 200 km, inclinação orbital de 63º em relação ao equador terrestre);
- A versão de três estágios: lançador CZ-2C/SD, CZ-2C/SM e o veículo CZ-2C utilizado em Abril de 2004. De acordo com recentes observações, estas versões parecem compartilhar o primeiro e segundo estágio. Comparado com a versão original, o segundo estágio é mais alongado com o primeiro estágio a permanecer com o mesmo comprimento. Pode haver no entanto, melhorias nos motores utilizados nestes lançadores. As diferenças nestes veículos situam-se ao nível da utilização ou não de diferentes estágios superiores e que estágios superiores são utilizados. Uma designação alternativa para a versão de três estágios do CZ-2C é "CZ-2C Modelo 2", denominando "CZ-2C/2" a versão de dois estágios. Estes lançadores são utilizados para colocar satélites em órbitas baixas ou órbitas sincronizadas com o Sol (polares) superiores a 500 km de altitude com uma capacidade de carga de 1.456 kg (altitude de 900 km, polar e sincronizada com o Sol).
- CZ-2C Modelo 3 ou simplesmente "CZ-2C/3A", pela primeira vez utilizada a 29 de Agosto de 2004[6]. Comparada com versões anteriores apresenta um primeiro estágio mais alongado e quatro estabilizadores aerodinâmicos colocados no fundo do primeiro estágio. O seu comprimento total é de 42 metros.

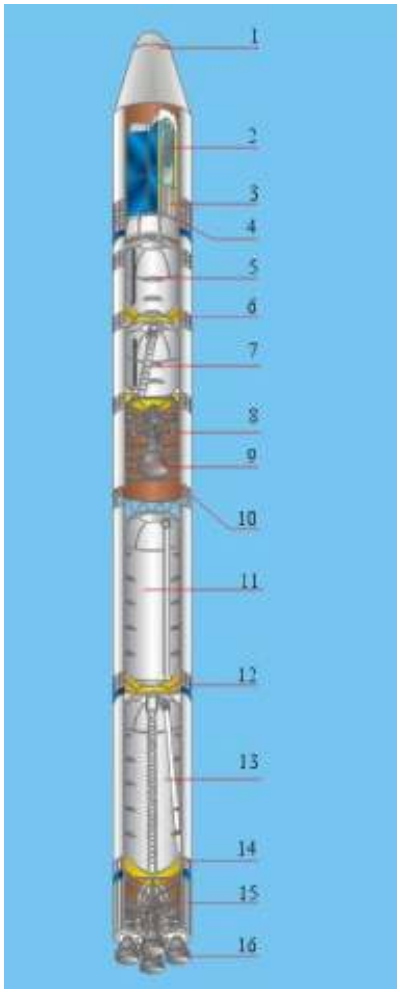
O lançador CZ-2C proporciona interfaces mecânicas e eléctricos flexíveis e uma ogiva capaz de ser ajustada no seu comprimento consoante o comprimento do satélite a ser lançado. O ambiente a que o satélite é submetido no lançamento (vibrações, choque, pressão, acústica, aceleração e ambiente térmico), atinge os requisitos comuns no mercado do lançamento comercial de satélites.

[6] Este lançador foi utilizado para colocar em órbita o satélite FSW-19 (28402 2004-033A).

Descrição técnica

Sem ter em conta a versão do CZ-2C Cheng Zheng-2C lançada a 29 de Agosto de 2004, as duas configurações deste lançador partilham o primeiro estágio, segundo estágio e carenagem de protecção. O comprimento total do lançador é de 42 metros com um diâmetro de 3,35 metros. Consome tetróxido de azoto e UDMH, desenvolvendo uma força de 2.962 kN no lançamento e tendo uma massa de 233.000 kg. A seguinte tabela mostra as principais características do CZ-2C Chang Zheng-2C.

Estágio	**Primeiro estágio L-140**	**Segundo estágio L-35**	**CTS**
Propolente	UDMH / N_2O_4	UDMH / N_2O_4	UDMH / Hidrazina
Massa do propolente (kg)	162.706	54.667	125 / 50
Motor	YF-21[7]	YF-22[8] (principal) YF-24 (4 vernier)	Motor sólido / SCR
Força (kN)	2.961,6	741,4 / 11,8	70,78 (motor sólido)
Impulso específico (Ns/kg)	2.556,5 (no solo)	2.922,37 (principal) 2.831,11 (vernier no vácuo)	2.804 (motor sólido)
Tempo de queima (s)	122	130	
Diâmetro (m)	3,35	3,35	2,7
Comprimento (m)	25,720	7,757	1,5



O sistema do CZ-2C é composto pela estrutura do foguetão lançador, sistema de propulsão, sistema de controlo, sistema de telemetria, sistema de rastreio e segurança, sistema de controlo de atitude, sistema de separação, etc.

A estrutura do foguetão actua de forma a suportar as várias cargas internas e externas no lançador durante o transporte, elevação (colocação na plataforma de lançamento) e voo. A estrutura do foguetão também combina todos os subsistemas em conjunto. A estrutura do foguetão é composta pelo primeiro estágio, segundo estágio e carenagem de protecção. O primeiro estágio inclui a secção inter-estágio, tanque de oxidante, secção inter-tanque, tanque de combustível, secção de trânsito posterior, secção posterior, sistema de alimentação de propolente, etc. O segundo estágio inclui o adaptador do veículo lançador, secção de equipamento, tanque de oxidante, secção inter-tanque, tanque de combustível, sistema de alimentação de combustível, etc. o adaptador do veículo lançador liga a carga com o segundo estágio do lançador e deriva as cargas entre eles. Para o CZ-2C são fornecidos os adaptadores internacionais 937B e 1194A. A carenagem de protecção, com duas metades, é composta por uma secção abobadada, pela secção cónica frontal e secção cilíndrica. A figura na página seguinte mostra a configuração do foguetão CZ-2C Chang Zheng-2C/CTS.

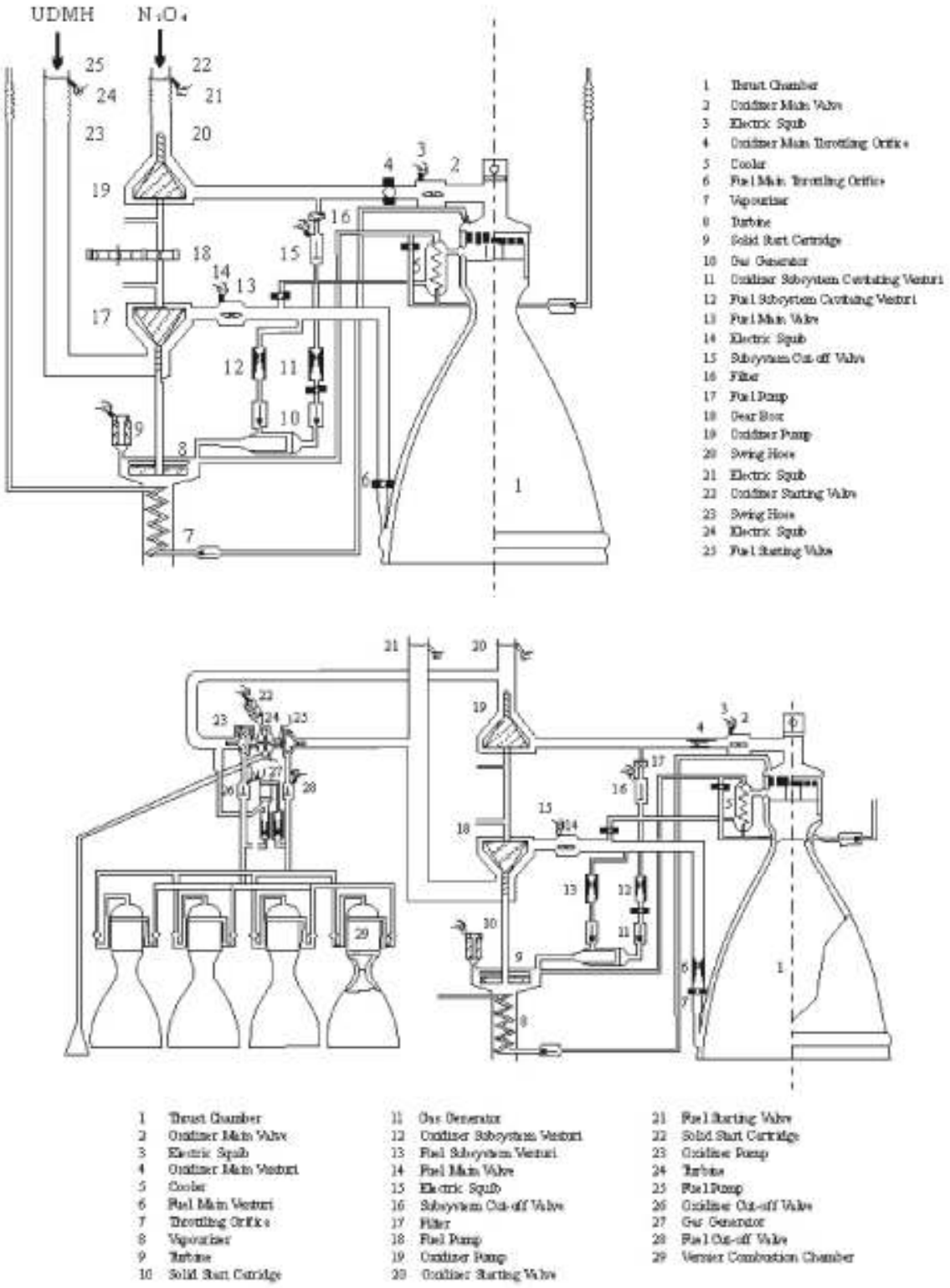
1 – Carenagem de protecção da carga; 2 – Carga; 3 – CTS (topo do estágio para o CZ-2C); 4 – Adaptador de carga; 5 – Tanque de oxidante do segundo estágio; 6 – Secção inter-tanque do segundo estágio; 7 – tanque de combustível do segundo estágio; 8 – Motores vernier; 9 – Motor principal; 10 – Estrutura da secção inter-estágio; 11 – Tanque de oxidante do primeiro estágio; 12 – Secção inter-tanque do primeiro estágio; 13 – Tanque de combustível do primeiro estágio; 14 – secção de transição posterior; 15 – Secção posterior; 16 – Motores principais do primeiro estágio.

O sistema de propulsão, incluindo motores e sistema de fornecimento / pressurização, gera a força dianteira e de controlo necessária para o voo. O primeiro estágio e o segundo estágio, utilizam propolentes armazenáveis, isto é tetróxido de azoto (N_2O_4) e dimetil hidrazina assimétrica (UDMH). Os tanques de propolente são pressurizados pelos sistemas de propulsão regenerativos. Existem quatro motores em paralelo no primeiro estágio. Os motores podem ser orientados em direcções tangenciais. A força de cada motor é de 740,4 kN

[7] Conjunto de quatro YF-20.

[8] Uma modificação do motor YF-20.

e a força total desenvolvida é de 2.961,6 kN. Existe um motor principal e quatro motores vernier no segundo estágio, desenvolvendo uma força total de 798,1 kN. O CTS utiliza um motor de combustível sólido como motor principal e um sistema de controlo de reacção para ajustamentos de atitude. Nas páginas seguintes são mostrados os diagramas esquemáticos dos sistemas de propulsão do primeiro e do segundo estágio.



Diagramas esquemáticos dos sistemas de propulsão do primeiro (no topo) e do segundo estágio do Chang Zheng-2C.

O sistema de controlo é utilizado para manter a estabilidade do voo do lançador e para levar a cabo a navegação e / ou orientação segundo o programa de voo pré-estabelecido. O sistema de controlo consiste de uma unidade de orientação, sistema de controlo de atitude, sequenciador, distribuição de energia, etc.

A unidade de orientação fornece dados de movimento e de atitude do lançador e controla o voo tendo em conta a trajectória predeterminada. O sistema de controlo de atitude controla a atitude de voo para garantir a estabilização e a atitude de injecção ao satélite a colocar em órbita. Para a configuração de dois estágios do Chang Zheng-2C, o sistema de controlo reorienta o CZ-2C após o final da queima dos motores vernier do segundo estágio. O lançador pode induzir uma rotação no satélite de acordo com os requerimentos do utilizador. A rotação pode atingir as 10 rpm. O sequenciador e o distribuidor de energia fornecem a energia eléctrica ao sistema de controlo, sendo também utilizada para iniciar os sistemas pirotécnicos e para gerar os sinais temporais para determinados eventos.

O sistema de telemetria funciona para medir e transmitir alguns parâmetros dos sistemas do lançador. O sistema de telemetria consiste de dois segmentos: sistemas de bordo e sistemas no solo. Os sistemas de bordo incluem sensores / conversores, dispositivos intermédios, bateria, distribuidores de energia, transmissores, sinalizador de rádio, etc. O sistema no solo está equipado com antenas, modem, gravador e processador de dados. O sistema de telemetria fornece os dados iniciais de injecção e gravação em tempo real aos dados de telemetria. No total, cerca de 300 parâmetros estão disponíveis para o CZ-2C. O CTS tem o seu próprio sistema de telemetria.

O sistema de rastreio e de segurança trabalha em conjunto com as estações terrestres para medir a trajectória e os parâmetros de injecção orbital finais. O sistema também fornece informação para meios de segurança. A auto-destruição do foguetão lançador pode ser levada a cabo de forma remota ou manual caso ocorresse alguma anomalia em voo. O desenho da medição de trajectória e de segurança são integrados em conjunto.

Durante a fase de voo do CZ-2C Chang Zheng-2C existem três eventos de separação: a separação entre o primeiro e o segundo estágio, a separação da carenagem e a separação entre a carga e o segundo estágio.

- **Separação entre o primeiro e o segundo estágio** – a separação entre o primeiro e o segundo estágio é uma separação a quente, isto é o segundo estágio entra em ignição em primeiro lugar e depois o primeiro estágio é separado com a força dos gases de exaustão após o accionamento de 12 parafusos explosivos.
- **Separação da carenagem** – durante a separação da carenagem, os 8 parafusos explosivos que ligam a carenagem e o segundo estágio são accionados em primeiro lugar e depois 12 parafusos que seguram as duas metades da carenagem são accionados 10 ms mais tarde, separando-a longitudinalmente. A carenagem volta-se para fora apoiada em dobradiças devido à força exercida por molas.
- **Separação entre a carga e o segundo estágio** – após o final da queima dos motores vernier, o conjunto é orientado para a atitude requerida. A carga está geralmente fixa com o lançador ao longo de uma banda de fixação ou com dispositivos explosivos não contaminantes. Após a separação, a carga é empurrada pela acção de molas. A velocidade de separação é de entre 0,5 m/s a 0,9 m/s.

Para o lançador CZ-2C/CTS existem uma separação entre o satélite e o CTS após a separação deste conjunto do segundo estágio:

- **Separação entre a carga e o CTS** – Tipicamente, os satélites estão ligados ao CTS por parafusos explosivos e molas de separação. Após o final da queima do CTS, os parafusos explosivos são detonados, libertando a carga que é empurrada pelas molas de separação.

O CTS é um estágio superior compatível com o foguetão CZ-2C Chang Zheng-2C. O CTS consiste num adaptador de carga e num sistema de manobra orbital. O CZ-2C/CTS pode lançar satélites para órbitas terrestres baixas superiores a 500 km de altitude ou para órbitas sincronizadas com o Sol.

O CTS é um estágio superior compatível com o foguetão CZ-2C Chang Zheng-2C. O CTS consiste num adaptador de carga e num sistema de manobra orbital. O CZ-2C/CTS pode lançar satélites para órbitas terrestres baixas superiores a 500 km de altitude ou para órbitas sincronizadas com o Sol.

O conjunto é colocado em órbita pelos estágios inferiores do CZ-2C (apogeu entre 400 km e 2.000 km de altitude, perigeu a 200 km de altitude). O CTS entra então em ignição no apogeu e reorienta o conjunto segundo os requisitos da missão, procedendo à separação da carga em seguida. O CTS é capaz de se retirar de órbita após a separação da sua carga.

O adaptador de carga funciona para instalar e transportar os satélites. O conjunto CZ-2C/CTS fornece um adaptador de carga específico segundo os requisitos do utilizador.

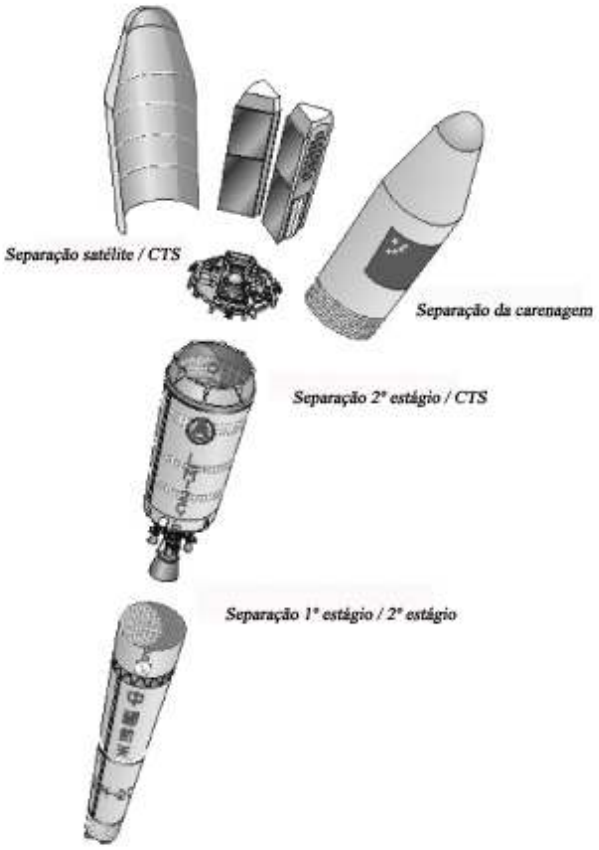
O sistema de separação do CTS pode separar a carga após a inserção na órbita desejada. O sistema de separação será desenhado para cumprir os requisitos do cliente na velocidade de separação, direcção de separação e níveis angulares, etc. A carga é geralmente

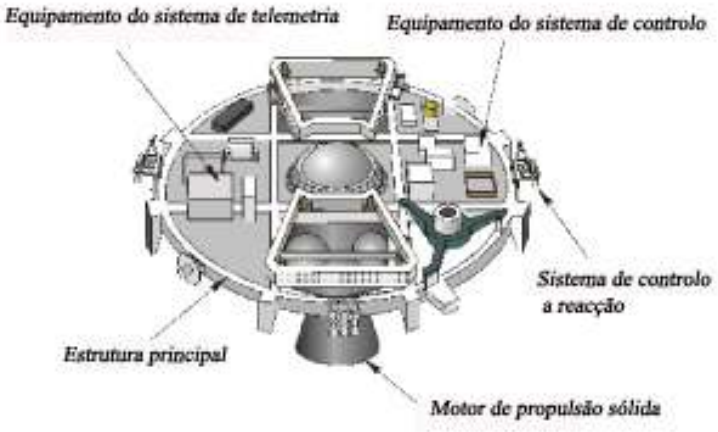
ligada ao CTS através de unidades explosivas de fraca intensidade. A mola de separação fornece a velocidade relativa. Os parafusos explosivos podem ser fornecidos pelo fabricante do satélite ou pela Academia Chinesa de Tecnologia de Foguetões Lançadores.

O conjunto é colocado em órbita pelos estágios inferiores do CZ-2C (apogeu entre 400 km e 2.000 km de altitude, perigeu a 200 km de altitude). O CTS entra então em ignição no apogeu e reorienta o conjunto segundo os requisitos da missão, procedendo à separação da carga em seguida. O CTS é capaz de se retirar de órbita após a separação da sua carga.

O adaptador de carga funciona para instalar e transportar os satélites. O conjunto CZ-2C/CTS fornece um adaptador de carga específico segundo os requisitos do utilizador.

O sistema de separação do CTS pode separar a carga após a inserção na órbita desejada. O sistema de separação será desenhado para cumprir os requisitos do cliente na velocidade de separação, direcção de separação e níveis angulares, etc. A carga é geralmente ligada ao CTS através de unidades explosivas de fraca intensidade. A mola de separação fornece a velocidade relativa. Os parafusos explosivos podem ser fornecidos pelo fabricante do satélite ou pela Academia Chinesa de Tecnologia de Foguetões Lançadores.





O sistema de manobra orbital do CTS consiste na sua estrutura principal, motor de propulsão sólida, sistema de controlo, sistema de controlo a reacção e sistema de telemetria. A estrutura principal é composta por um painel central, estrutura de suporte de cargas e longarina. A parte inferior do painel está ligada ao motor de propulsão sólida e a parte superior está ligada com o suporte de cargas, formando um painel de apoio para os sistemas aviónicos. O cilindro tem uma forma estrutural de semi-monocoque. O motor de propulsão sólida fornece a força para as manobras do CTS. O impulso total do motor vai depender dos requerimentos específicos de cada missão. As características típicas são:

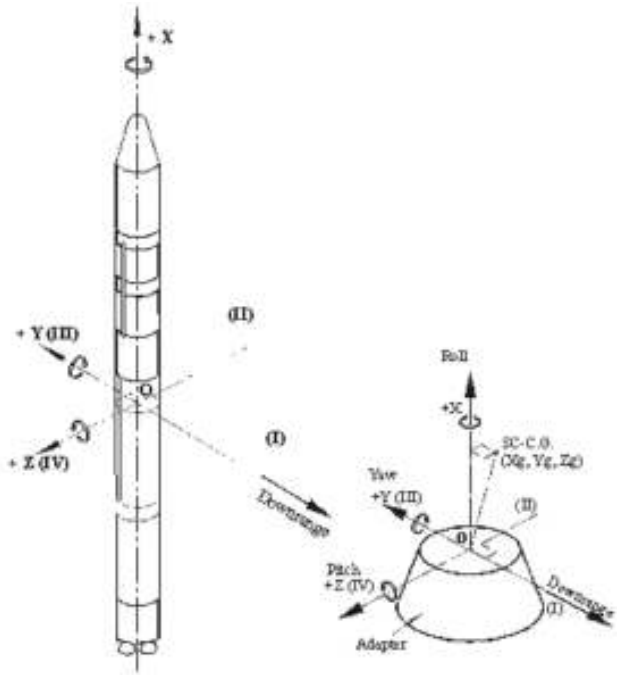
Diâmetro (m)	0,54
Comprimento total (m)	<0,9
Massa total (kg)	<160
Massa do propolente (kg)	121,7
Impulso específico (m/s)	2.804
Impulso total (kNs)	341,3
Tempo de queima (s)	35

O CTS está equipado com um sistema de controlo independente que tem as seguintes funções: manter a estabilização do voo durante a fase de deriva e proporciona a orientação do conjunto para a atitude de queima do motor de propulsão sólida; activar o motor de propulsão sólida e controlar a atitude durante a queima; levar a cabo a correcção de velocidade terminal segundo os requisitos da missão; reorientar o conjunto e separar os veículos; e ajustar a orientação do CTS e iniciar a remoção de órbita. O sistema independente de telemetria funciona para medir e transmitir alguns parâmetros ambientais do CTS no solo e durante o voo. A telemetria também fornece alguns dados orbitais na separação da carga. O sistema de controlo de reacção executa os comandos do sistema de controlo. Os motores utilizam hidrazina pressurizada controlada por válvulas solenóides. Existem quatro tanques, dois tanques de gás e 16 motores.

O sistema de coordenadas do foguetão lançador (OXYZ) tem origem no centro de massa instantâneo do veículo, isto é no centro de massa integrado da combinação carga / veículo lançador, incluindo o adaptador, propolentes e carenagem, etc., caso seja aplicável. O eixo OX coincide com o eixo longitudinal do foguetão. O eixo OY é perpendicular ao eixo OX e está no interior do plano de

lançamento oposto ao azimute de lançamento. Os eixos OX, OY e OZ formam um sistema ortogonal que segue a regra da mão direita.

A atitude de voo do eixo do veículo lançador está definida na figura ao lado. O fabricante do satélite define o sistema de coordenadas do satélite. A relação ou orientação entre o veículo lançador e os sistemas do satélite serão determinados ao longo da coordenação técnica para projectos específicos.



Missões que podem ser realizadas pelo CZ-2C

O foguetão CZ-2C Chang Zheng-2C é um veículo capaz de colocar cargas em órbitas terrestres baixas com uma capacidade de lançamento de 3.366 kg (para uma órbita a uma altitude de 200 km e uma inclinação de 63º). Adaptado com estágios superiores distintos, o CZ-2C pode levar a cabo várias missões.

- Injectar cargas em órbitas terrestres baixas, que é a principal missão do CZ-2C de dois estágios;
- Colocar cargas em órbitas terrestres baixas ou sincronizadas com o Sol, caso esteja equipado com o CTS.

A tabela seguinte mostra as especificações típicas para várias missões que podem ser levadas a cabo pelo foguetão CZ-2C Chang Zheng-2C

	Versão	Requisitos orbitais	Capacidade de lançamento	Local de Lançamento
Órbita terrestre baixa	CZ-2C	Apogeu=185~2.000 km Perigeu=185~400 km	3.366 kg (200 km/63º)	Jiuquan
Órbita terrestre baixa	CZ-2C/CTS	Apogeu=400~2.000 km Perigeu=400~2.000 km	2.800 kg (500 km/50º)	Jiuquan
Órbita sincronizada com o Sol	CZ-2C/CTS	400~2.000 km	1.456 kg (900 km)	Jiuquan

Performance do CZ-2C Chang Zheng-2C[9]

No total já foram levadas a cabo 33 lançamentos do CZ-2C em todas as suas versões, tendo uma taxa de sucesso de 97% (com somente um lançador perdido). A seguinte tabela mostra os últimos dez lançamentos levados a cabo pelo CZ-2C[10].

O foguetão CZ-2C Chang Zheng-2C de dois estágios é principalmente utilizado para levar a cabo missões destinadas à órbita terrestre baixa (altitude inferior a 500 km) e o CZ-2C Chang Zheng-2C/CTS é utilizado para colocar cargas em órbitas circulares em altitudes iguais ou superiores a 500 km, ou para missões em órbitas sincronizadas com o Sol.

[9] A performance de lançamento descrita tem em conta as assumpções de existem limitações no que diz respeito à segurança dos dispositivos de seguimento do lançador e limitações impostas pelas estações de seguimento; a massa do adaptador de carga e do sistema de separação estão incluídas na massa do lançador; é utilizada uma carenagem de protecção standard com um diâmetro de 3,35 metros e um comprimento de 8,368 metros; na separação da carenagem o calor aerodinâmico é inferior a 1.135 W/m^2; o impulso total do motor de propulsão sólida do CTS pode ser ajustado tendo em conta os diferentes requisitos para a missão; e os valores orbitais são dados tendo em conta um raio equatorial médio de 6.378,10 km.

[10] Para uma listagem completa dos lançamentos do CZ-2C Chang Zheng-2C até ao final de 2010, ver o n.º 105 do Boletim Em Órbita de Dezembro de 2009.

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Local de Lançamento	Satélites
2007-010	Y18	11-Abr-07	03:27:15,033	Taiyuan, LC1	HY-1B Haiyang-1B (31113 2007-010A)
2008-041	SMA/Y1	6-Set-08	03:25:03	Taiyuan, LC1	HJ-1A Huanjing-1A (33320 2008-041A) HJ-1B Huanjing-1B (33321 2008-041B)
2009-021	Y19	22-Abr-09	02:55:04,562	Taiyuan, LC1	YG-6 Yaogan Weixing-6 (34839 2009-021A)
2009-061	Y21	12-Nov-09	02:45:04	Jiuquan, 603	SJ-11 Shijian 11-01 (36088 2009-061A)
2011-030	Y25	6-Jul-11	04:28:03,993	Jiuquan, 603	SJ-11 Shijian 11-03 (37730 2011-030A)
2011-039	Y24	29-Jul-11	07:42:03,570	Jiuquan, 603	SJ-11 Shijian 11-02 (37765 2011-039A)
2011-F02	Y26	18-Ago-11	09:28:03,744	Jiuquan, 603	SJ-11 Shijian 11-04
2011-072	Y27	29-Nov-11	18:50:04,467	Taiyuan, LC9	YG-13 Yaogan Weixing-13 (37941 2011-072A)
2012-056	SMA/Y2	14-Out-12	03:23:05,010	Taiyuan, LC9	SJ-9 Shijian-9A (38860 2012-056A) SJ-9 Shijian-9B (38861 2012-056B)

O foguetão CZ-2C Chang Zheng-2C de dois estágios é principalmente utilizado para levar a cabo missões destinadas à órbita terrestre baixa (altitude inferior a 500 km) e o CZ-2C Chang Zheng-2C/CTS é utilizado para colocar cargas em órbitas circulares em altitudes iguais ou superiores a 500 km, ou para missões em órbitas sincronizadas com o Sol.

O CZ-2C pode ser lançado desde o Centro de Lançamento de Satélites de Jiuquan (base principal), podendo também ser lançado desde o Centro de Lançamento de Satélites de Xi Chang e do Centro de Lançamento de Satélites de Taiyuan.

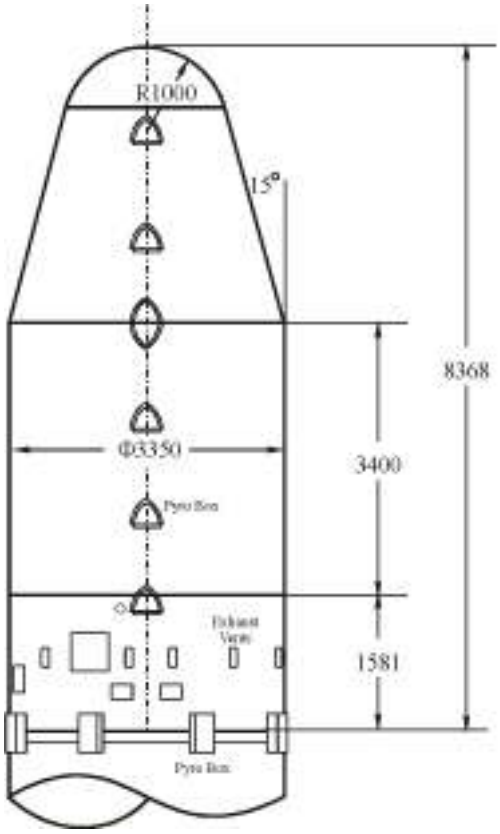
O quadro seguinte mostra a sequência de voo típica para o CZ-2C Chang Zheng-2C (também para a versão CTS).

Evento	Chang Zheng-2C Tempo de Voo (s)	Chang Zheng-2C/CTS Tempo de Voo (s)
Lançamento	0,000	0,000
Manobra de arfagem	10,000	10,000
Final da queima 1º estágio	120,270	120,270
Separação entre 1 / 2º estágio	121,770	121,70
Separação da carenagem	231,670	231,670
Final da queima do motor principal 2º estágio	350,770	301,184
Final da queima dos motores vernier 2º estágio	566,234	613,333
Separação entre 2º estágio / CTS	/	616,333
Ignição do CTS	/	2.888,347
Início do ajustamento de velocidade terminal	/	2.928,347
Separação da carga	569,234	3.013,347
Saída de órbita do CTS	/	3.213,347

1 – Lançamento; 2- manobra de arfagem; 3 – Final da queima do primeiro estágio; 4 – Separação entre o primeiro e o segundo estágio; 5 – Separação da carenagem; 6 – Final da queima do motor principal do segundo estágio; 7 – Final da queima dos motores vernier do segundo estágio; 8 – Separação entre o segundo estágio e o CTS; 9 – Ignição do motor de propulsão sólida do CTS; 10 – Início do ajustamento de velocidade terminal; 11 – Separação do satélite; 12 – Saída de órbita do CTS.

Evento	Velocidade relativa (m/s)	Altitude de Voo (km)	Distância ao Solo (km)	Projecção Latitude Satélite (º)	Projecção Longitude Satélite (º)
Lançamento	0,2	1,452	0,000	38,661	111,608
Final da queima 1º estágio	2.035,853	47,052	61,755	38,106	111,633
Separação entre 1 / 2º estágio	2.043,777	48,257	64,549	38,081	111,635
Separação da carenagem	3.698,167	117,618	352,768	35,490	111,729
Final da queima do motor principal 2º estágio	6.379,424	146,895	679,624	32,551	111,813
Final da queima dos motores vernier 2º estágio	7.917,684	181,142	2.825,723	13,252	112,076
Separação entre 2º estágio / CTS	7.918,657	181,104	2.848,800	13,045	112,077
Ignição do CTS	7.402,700	637,804	18.860,013	-44,220	-80,123
Início do ajustamento de velocidade terminal	7.512,356	639,455	18.971,228	-41,280	-80,001
Separação da carga	7.520,725	637,611	18,983,402	-36,557	-79,808

Parâmetros característicos da trajectória de voo típica do foguetão CZ-2C. Tabela: Rui C. Barbosa.



As carenagens do CZ-2C

A carga está protegida por uma carenagem que a isola de várias interferências da atmosfera, que inclui correntes de ar de alta velocidade, cargas aerodinâmicas, aquecimento aerodinâmico e ruídos acústicos, etc., enquanto que o lançador ascende através da atmosfera. A carenagem proporciona assim à carga um bom meio ambiente.

O aquecimento aerodinâmico é absorvido ou isolado pela carenagem. A temperatura no interior da carenagem é controlada dentro dos limites estabelecidos. Os ruídos acústicos gerados por correntes de ar e pelos motores do lançador são reduzidos para níveis permitidos para a respectiva carga.

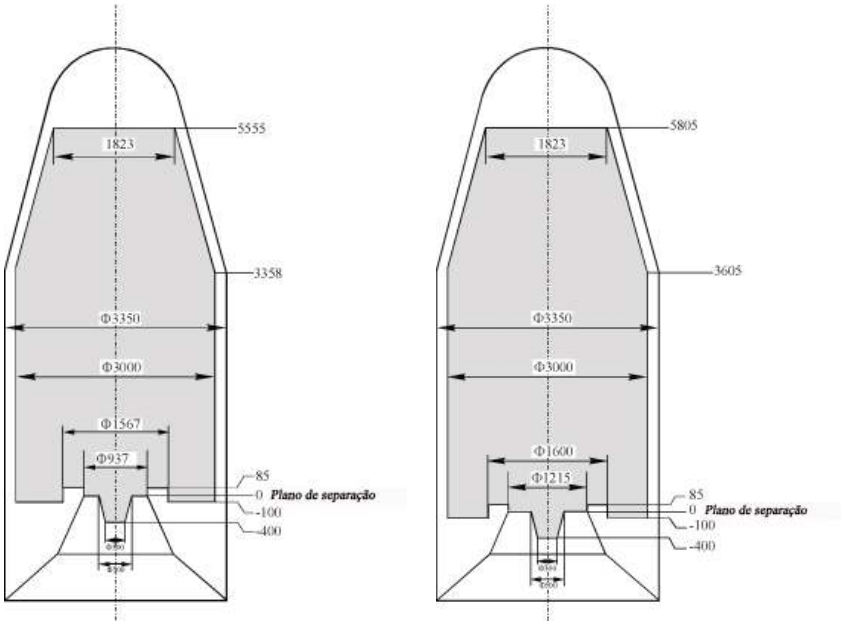
A carenagem é separado e ejectada quando o foguetão lançador voa fora da atmosfera. A altura exacta da separação da carenagem é determinada pelo requisito de que o fluxo de calor aerodinâmico na separação da carenagem seja inferior a 1.135 W/m^2.

Vários testes foram levados a cabo no desenvolvimento da carenagem do CZ-2C, incluindo testes em túneis de voo, testes térmicos, testes acústicos, testes de separação, testes de análise de modelos, testes de resistência, etc. Uma carenagem de protecção típica utilizada neste lançador tem um diâmetro de 3,35 metros e um comprimento de 8,368 metros. O comprimento da carenagem pode ser ajustado tendo em conta os requisitos da missão.

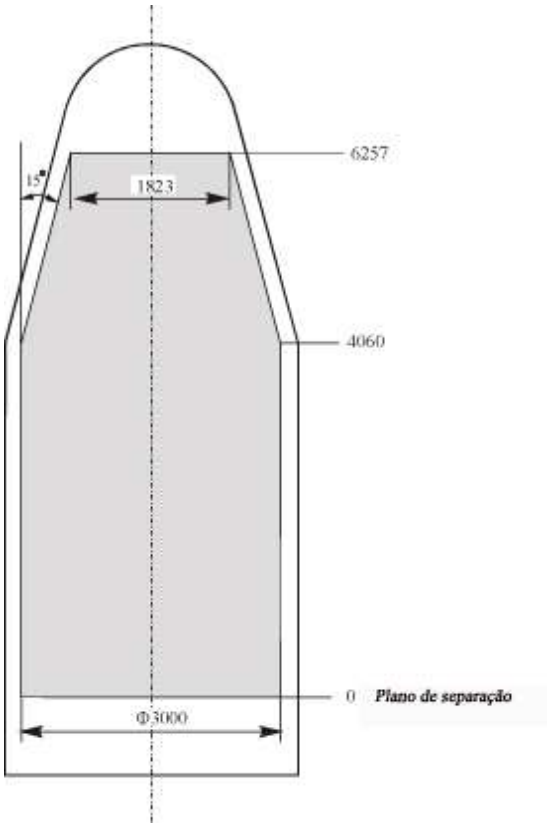
O volume estático da carenagem é a limitação física das dimensões máximas da configuração da carga a transportar. O volume estático é determinado pela consideração das deformações estimadas a nível dinâmico e estático do conjunto carenagem / carga por uma variedade de interferências durante o voo. Os volumes variam com diferentes tipos de carenagem e adaptadores de carga. Pode-se permitir que algumas saliências na carga possam exceder o volume estático máximo (Φ3000) da secção cilíndrica da carenagem.

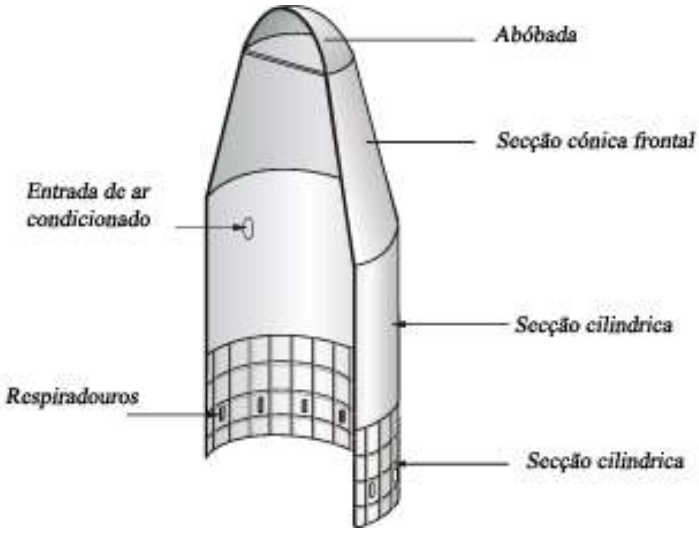
A estrutura da carenagem consiste numa abóbada, secção cónica frontal e secção cilíndrica. A secção cilíndrica consiste em duas partes: uma secção cilíndrica em favos de mel (superior) e uma secção cilíndrica química (inferior). A abóbada é um corpo semi-esférico com um raio de 1 metro, uma altura de 0,740 metros e um diâmetro de base de 1,930 metros. Consiste numa concha abobadada, um anel de base, um anel de encapsulamento e reforços.

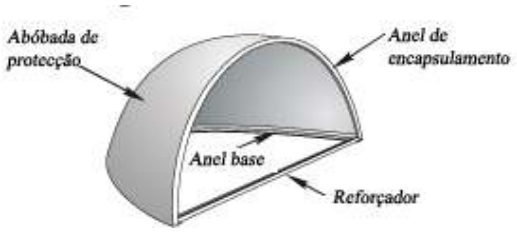
A concha abobadada é uma estrutura em fibra de vidro com uma espessura de 8 mm. O anel de base, anel de encapsulamento e reforço são fabricados em ligas de alumínio de alta resistência. Uma cintura à base de borracha de sílica cobre o exterior da linha de divisão e um cinturão de borracha está comprimido entre as duas metades. Os cinturões de isolamento exterior e interior impedem a corrente de ar de entrar na carenagem durante o voo.



Volume estático da carenagem para o foguetão CZ-2C Chang Zheng-2C de dois estágios (em cima: interface 937B e interface 1194A) e para a versão CTS (ao lado, interface com parafusos explosivos).

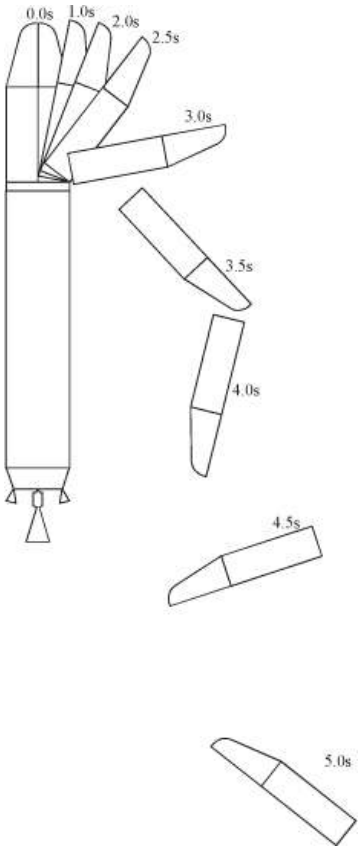






A parte superior da secção bicónica é um cone de 15º com uma altura de 2,647 metros. O diâmetro do anel superior e do anel base é de 1,930 metros. A secção tem uma constituição em favos de mel de alumínio.

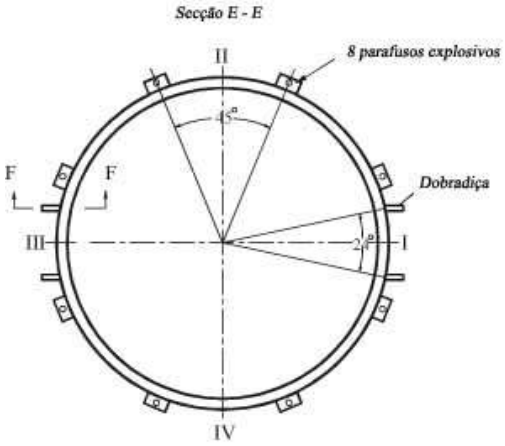
A secção cilíndrica é composta por duas partes. A parte inferior é fabricada em alumínio alterado quimicamente e tem uma altura de 1,581 metros. A parte superior é fabricada numa estrutura de alumínio em favos de mel e tem uma altura de 3,400 metros. Quase todas as portas de acessos estão localizadas na parte inferior. Existem 12 válvulas de ventilação na parte inferior com uma área total de 350 cm^2. O comprimento da secção cilíndrica pode ser ajustado de acordo com os requisitos da missão.

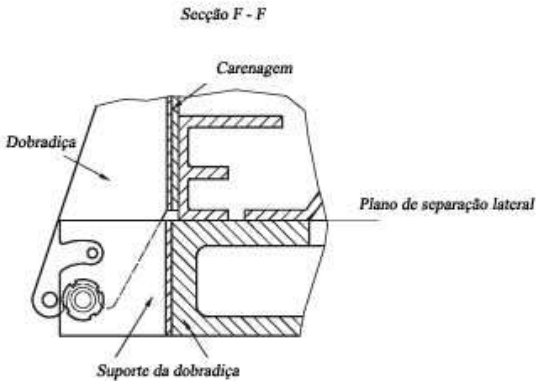


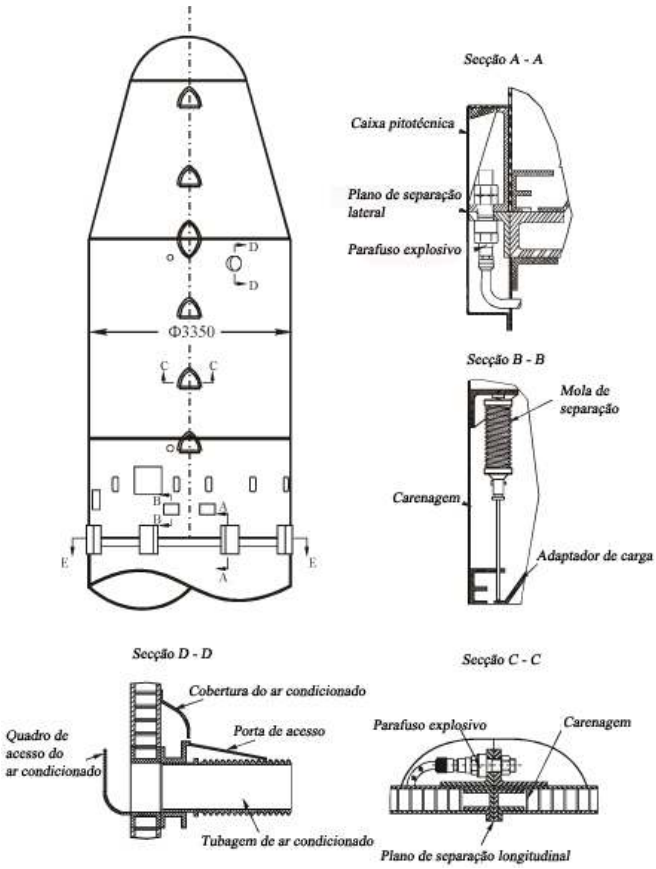
O mecanismo de separação e ejecção da carenagem consiste em mecanismos de abertura laterais, mecanismo de abertura longitudinal e mecanismo de separação, accionados por molas e ganchos.

O anel base da carenagem está ligado com o segundo estágio por oito parafusos explosivos não contaminantes. O plano de separação longitudinal da carenagem está localizado no quadrante II-IV. O mecanismo de abertura longitudinal consiste em doze explosivos não contaminantes.

O mecanismo de separação da carenagem é composto por dois pares de dobradiças e doze molas. Cada metade da carenagem é suportada por duas dobradiças que se localizam no quadrante I e III. Existem seis molas de separação colocadas em cada metade da carenagem; o máximo de força exercida por cada mola é de 4 kN. Após a abertura da carenagem, cada metade roda em torno de uma dobradiça. Quando a taxe de rotação da metade da carenagem é superior a 15º/s, a carenagem é ejectada. O processo cinemático é exemplificado ao lado. Podem ser incorporadas na secção bicónica da carenagem e na secção cilíndrica janelas transparentes às radiofrequências RF para fornecer ao satélite a capacidade de transmissão através da carenagem de acordo com as necessidades do utilizador. As janelas transparentes RF são fabricadas em fibra de vidro na qual a taxa de transparência é maior do que 85%. Podem ser proporcionadas portas de acesso à secção cilíndrica para permitir um acesso limitado ao satélite após a colocação da carenagem. Algumas áreas da carenagem não podem ser seleccionadas para a localização das janelas de radiofrequência RF.







Lançamento do satélite Huanjing-1C

O lançamento do satélite HJ-1C estava inicialmente previsto para ter lugar em 2009, mas acabou por ser sucessivamente adiado por várias razões. Sendo um lançamento realizado a partir do Centro de Lançamento de Satélites de Taiyuan, as informações disponíveis sobre os preparativos foram escassas e mesmo as notícias sobre os restantes satélites a bordo só surgiram à luz do dia, dias antes da missão ter lugar.

O lançamento acabaria por ter lugar às 2253:04,688UTC do dia 18 de Novembro de 2012 e todas as fases da missão decorreriam como previsto.

Por esta altura ainda não surgiram notícias sobre a separação entre os satélites Fengniao-1A/B.

O lançamento do foguetão CZ-2C Chang Zheng-2C (Y17) transportando os satélites HJ-1C Huanjing-1C, XY-1 Xiyan-1, FN-1A Fengniao-1A e Fengniao-1B.

Segundo Proton-M de Novembro

O mês de Novembro de 2012 fica marcado por dois lançamento do foguetão 8K82KM Protom-M/Briz-M com a colocação em órbita do satélite de comunicações EchoStar-16. Esta foi a nona missão de um foguetão 8K82KM Protom-M/Briz-M em 2012 e o 382º lançamento de um foguetão da família Proton. A missão decorreu como previsto e a sua carga foi colocada em órbita sem qualquer problema.

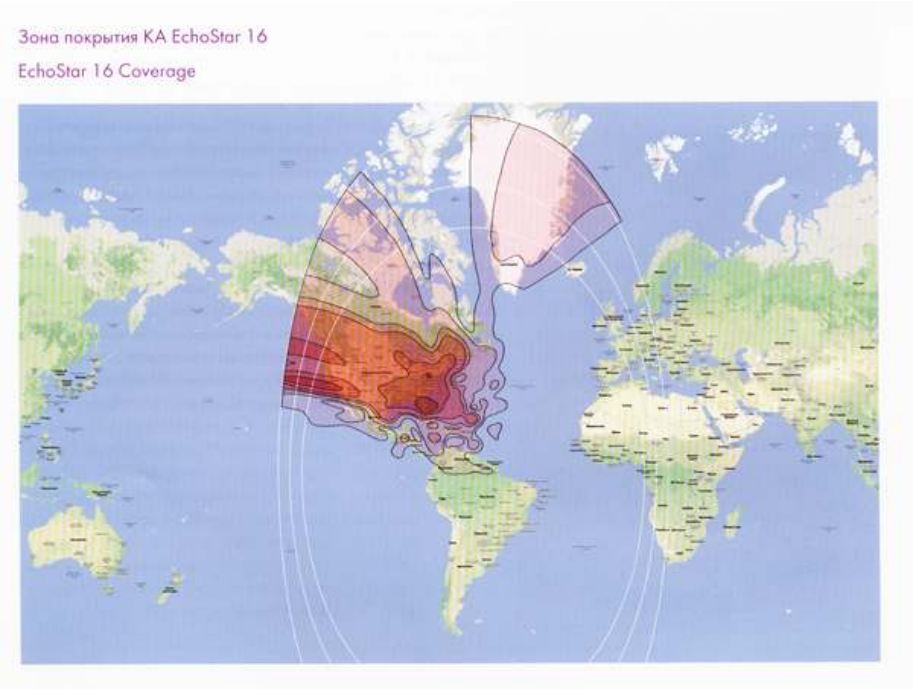
O EchoStar-16

A bordo desta missão do foguetão Proton-M encontravam-se um único passageiro, o satélite de comunicações EchoStar-16. O EchoStar-16 é um satélite de transmissão directa (*Direct Broadcast Service* – DBS) construído pela *Space Systems/Loral* para a Corporação EchoStar. O novo satélite junta-se assim à frota de satélites da empresa que proporcionam comunicações, comércio e entretenimento a todo o globo.

Operado pela *EchoStar*, o EchoStar-16 será totalmente comercializado à *DISH Network* para ser utilizado nos seus serviços *Direct-to-Home* (DTH) nos Estados Unidos. Totalmente equipado com repetidores de banda Ku, o EchoStar-16 opera na órbita geossíncrona a 61,5º longitude Oeste. O satélite irá reforçar a posição da *EchoStar* como fornecedor primário a nível mundial de operações por satélite e de soluções de fornecimento de vídeo.

Transportando 32 repetidores de banda Ku, o EchoStar-16 é o oitavo satélite da *Space Systems/Loral* para a *EchoStar* e é baseado na plataforma SS/L 1300, que é caracterizada por subsistemas qualificados e de qualidade comprovada e um longo recorde de operações fiáveis.

Aplicações	**Serviços DTH**
Órbita	**Geossíncrona**
Localização	**61,5º Oeste**
Operador	**EchoStar**
Cobertura	**EUA**
Plataforma	**LS-1300**
Massa	**6.650 kg**
Massa s/ prop	**3.520 kg**
Vida útil	**15 anos**
Carga	**32 banda Ku**



A série de plataforma 1300 é utilizada para um largo leque de serviços, sendo introduzida peça primeira vez nos anos 80 e tendo sofrido uma constante evolução desde então vendo aumentada a sua capacidade de fornecimento de energia, maior flexibilidade e um período de vida útil mais longo, mantendo assim a *Space Systems/Loral* na vanguarda da tecnologia de satélites. A plataforma é caracterizada por uma estrutura leve e resistente, uma atitude eficiente ao nível do consume de combustível e está equipada com painéis solares de alta eficiência e altamente fiáveis, além de possuir subsistemas de comando e de controlo avançados.

A figura ao lado mostra as diferentes zonas de cobertura fornecidas pelo satélite EchoStar-16.

Lançamento

Esta missão estava inicialmente prevista para ter lugar a 18 de Setembro de 2012 utilizando o foguetão 8K82KM Proton-M (4923656745-93533) e o estágio superior Briz-M (99534). No entanto em meados de Agosto a missão era adiada devido aos problemas registados com o lançamento dos satélites Telkom-3 e Express-MD2 a 6 de Agosto pelo foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M (5113656743-93531/99532). O lançamento era adiado para o dia 25 de Setembro e posteriormente para o dia 20 de Novembro. Devido aos problemas registados com os estágios superiores Briz-M, procedeu-se a uma reformulação do plano inicial de utilização destes estágios e em consequência à missão para o lançamento do EchoStar-16 foi designado o estágio Briz-M (99535) e mais tarde o estágio Briz-M (99528) que seria utilizado na missão.

Os diferentes componentes do foguetão 8K82KM Proton-M chegaram ao Cosmódromo de Baikonur a 8 de Agosto, enquanto que o estágio superior chegaria a 22 de Outubro e o satélite EchoStar-16 a 16 de Outubro a bordo de um avião de carga Antonov An-124-100 'Ruslan'. Os preparativos para o lançamento foram iniciados na plataforma de lançamento a 25 de Outubro. No edifício de integração e montagem MIK 92A-50, os trabalhos de integração do foguetão Proton-M decorreram sem problemas. Por outro lado, os trabalhos de montagem da Unidade Orbital foram iniciados a 8 de Novembro com a instalação do satélite EchoStar-16 no estágio Briz-M, seguindo-se a realização das ligações eléctricas e mecânicas. Posteriormente o conjunto foi colocado no interior das duas metades da carenagem de protecção.

A 15 de Novembro procedeu-se à transferência do foguetão para a estação de abastecimento dos tanques de propolente de baixa pressão do estágio superior Briz-M. A reunião da Comissão Estatal para decidir sobre os preparativos para o lançamento e autorizar o transporte do lançador para a plataforma de lançamento teve lugar a 16 de Novembro. O foguetão 8K82KM Proton-M/Briz-M (4923656745-93533/99528) seria transportado para a Plataforma de Lançamento PU-39 do Complexo de Lançamento LC200 do Cosmódromo de Baikonur na madrugada do dia 17 de Novembro.

Após chegar à plataforma de lançamento, o lançador é inspeccionado visualmente antes de se proceder à remoção das coberturas de rádio frequências. Procede-se de seguida é erecção do lançador e após este estar na posição vertical a carenagem é ligada ao sistema de controlo do modo térmico líquido. O sistema de fornecimento de energia aos satélites é activado e são executados testes de rádio frequência. Todos os sistemas do lançador são inspeccionados e nesta fase a torre móvel de serviço é deslocada para a plataforma de lançamento, servindo de apoio técnico ao veículo. Os ductos de ar condicionado são ligados e procede-se à activação do modo do sistema de controlo térmico. Nesta altura é desactivado o sistema de controlo do modo térmico líquido. As coberturas térmicas são agora removidas e procede-se à verificação da tensão da banda de fixação. São verificadas as ligações de rádio e procede-se à carga das baterias da carga.

No segundo e terceiro dia de preparativos para o lançamento são realizadas operações com a carga a bordo do lançador, procedendo-se à carga das baterias e a verificações das ligações de rádio. A torre móvel de serviço é evacuada no terceiro dia e procede-se a uma simulação da contagem decrescente. No dia anterior ao lançamento são removidos os dispositivos de protecção da carenagem e procede-se ao registo fotográfico das operações de encerramento dos diversos elementos do lançador. Procede-se também à instalação das câmaras de vídeo na plataforma de lançamento, à carga das baterias e a verificações das ligações de rádio.

A cerca de T-11h 30m tem lugar a activação do equipamento de teste e de suporte de solo relacionado com o sistema de orientação, navegação e controlo do estágio superior Briz-M. A decisão de prosseguir com o lançamento é tomada cerca de oito horas antes da

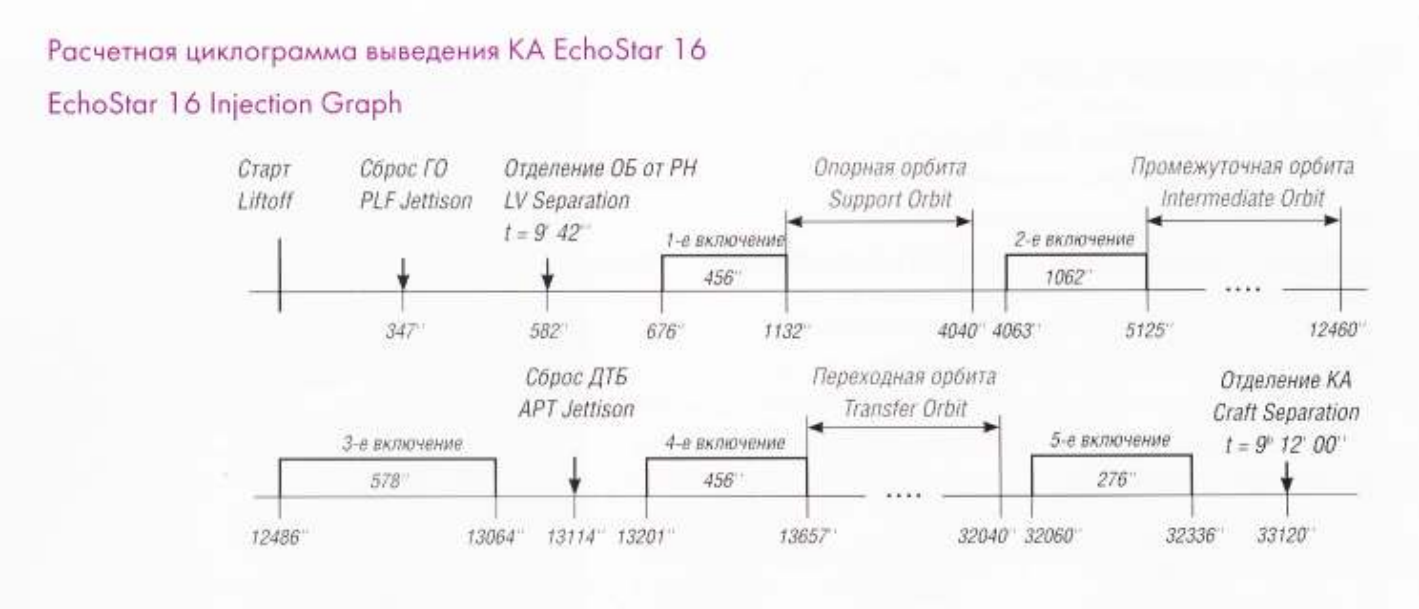
hora prevista para a ignição e é tomada pelo Comissão Intergovernamental. Nesta altura, a plataforma de lançamento é evacuada de todo o pessoal que não é essencial para as operações. A T-1h 10m dá-se a activação do equipamento de teste e de suporte de solo relacionado com o sistema de orientação, navegação e controlo do foguetão Proton-M e o início do abastecimento dos três estágios inferiores ocorre a T-6h. A T-5h, começam as actividades da contagem decrescente. A plataforma de lançamento é reaberta a T-2h 30m para as operações finais de encerramento do lançador. Pelas T-2h todo o pessoal técnico deve encontrar-se nas suas posições finais para o lançamento.

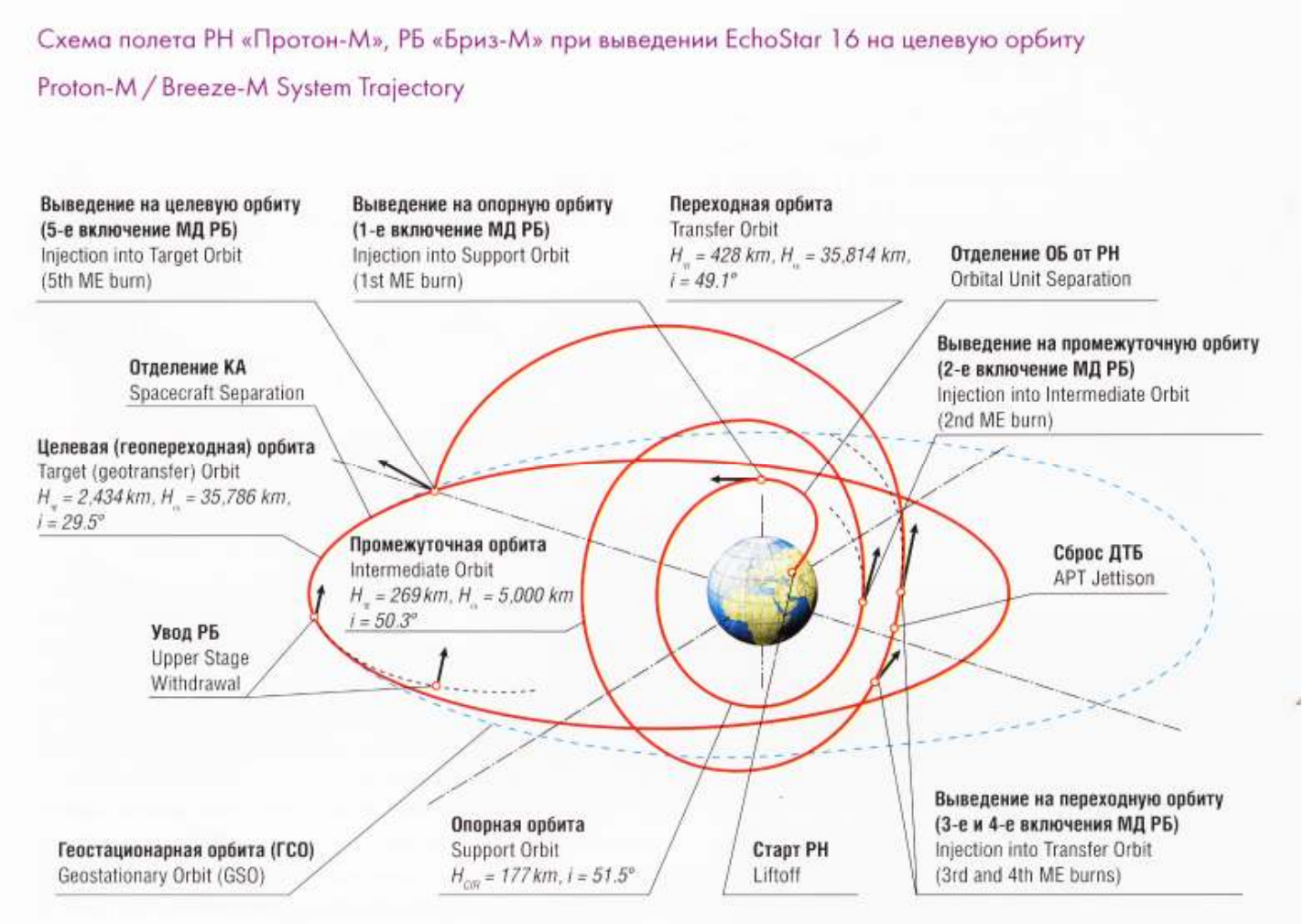
A torre móvel de serviço começa a ser deslocada para a sua posição de lançamento a T-1h. As actividades finais da contagem decrescente têm início a T-45m. O sinal do sistema de propulsão é gerado pelo equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador. As unidades do sistema remoto da contagem decrescente são sincronizadas com o relógio principal da contagem decrescente. O sistema de abortagem é armado a T-35m (uma luz verde no painel de controlo indica que o sistema de finalização de voo está pronto). Duas unidades redundantes na unidade de abortagem de lançamento são sincronizadas com o relógio da contagem decrescente (nesta altura o interruptor da unidade de abortagem está activo).

A T-10m o cliente indica de forma verbal a prontidão para o lançamento. Esta indicação é transmitida através da rede da contagem decrescente que interliga os vários intervenientes na actividade. O sinal de comando de T-300s é enviado pelo equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador para o equipamento semelhante no estágio Briz-M para sincronizar a hora de lançamento. Entretanto o Briz-M inicia a sua transferência para o fornecimento interno de energia. A T-2m o equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador começa a transferência para o fornecimento interno de energia (para os três estágios inferiores), enquanto que o estágio Briz-M finaliza este procedimento iniciado anteriormente. Um sinal é enviado pelo Briz-M para o lançador indicando a sua prontidão para o lançamento.

A activação da giro-plataforma teve lugar a T-5s e as verificações finais são feitas a T-3,1s pelo equipamento de teste e de suporte de solo do sistema de orientação, navegação e controlo do lançador (verificando a prontidão do lançador, do estágio superior e da sua carga). Se todos os componentes do sistema estiverem prontos, é enviado um sinal para se iniciar a sequência de ignição do primeiro

estágio. Os seis motores RD-276 do primeiro estágio do Proton-M entravam em ignição a T-1,756s até atingirem 50% da força nominal. A força aumenta até 100% a T-0s (1830:59,977UTC do dia 20 de Novembro) e a confirmação para o lançamento surge de imediato. A sequência de ignição verifica se todos os motores estão a funcionar de forma nominal antes de se permitir o lançamento. O foguetão ascende verticalmente durante cerca de 10 segundos. O controlo de arfagem, da ignição e fim de queima dos motores, o tempo de separação da ogiva de protecção e o controlo de atitude, são todos calculados para que os estágios extintos caíam nas zonas pré-determinadas.





A tabela seguinte mostra os tempos para as diferentes fases do lançamento até à separação do estágio Briz-M.

Evento do voo	Tempo de voo previsto		Fonte dos dados	Valores obtidos	
	[h:m:s desde L-OC]	[s desde L-OC]		tempo [s from L-OC]	desvio [s]
Final da activação da giroplataforma	-00:00:05,000	-5,000	Proton-M	-5,000	0,000
Ignição MS 1	-00:00:01,750	-1,750	Proton-M	-1,756	0,006
Contacto	00:00:00,000	0,000	Proton-M	0,000	0,000
Ignição MS2	00:01:55,377	115,377	Proton-M	114,636	0,741
Separação 1º / 2º estágio	00:01:59,627	119,627	Proton-M	119,781	0,154
Ignição MV3	00:05:23,781	323,781	Proton-M	323,794	0,013
Final da queima MS2	00:05:26,481	326,481	Proton-M	326,514	0,033
Separação 2º / 3º estágio	00:05:27,181	327,181	Proton-M	327,235	0,054
Ignição MS3	00:05:29,581	329,581	Proton-M	329,660	0,079
Ejecção carenagem	00:05:44,556	344,556	Proton-M	344,569	0,013
Indicação da ejecção da carenagem	00:05:46,457	346,457	Proton-M	344,667	1,790
Comando preliminar	00:09:30,131	570,131	Proton-M	570,767	0,636
Comando principal	00:09:42,058	582,058	Proton-M	582,203	0,145
Separação da Unidade Orbital	00:09:42,222	582,222	Proton-M	582,334	0,112

O processo de separação entre o terceiro estágio e o estágio Briz-M é iniciado com o final da queima dos motores vernier, seguido da quebra das ligações mecânicas entre os dois estágios e da ignição dos retro-foguetões de combustível sólido para afastar o terceiro estágio do Briz-M. Imediatamente após a separação entre o terceiro estágio e o estágio Briz-M, são accionados os motores de estabilização do estágio superior para eliminar a velocidade angular resultante da separação e proporcionar ao Briz-M a orientação e estabilidade ao longo da trajectória suborbital onde se encontra antes da sua primeira ignição. A separação do Briz-M teve lugar às 1840:42UTC enquanto que a sua primeira queima decorreu entre as 1842:02UTC e as 1849:41UTC.

Evento do voo	**Tempo de voo previsto**		**Fonte dos dados**	**Valores obtidos**	
	[h:m:s desde L-OC]	**[s desde L-OC]**		**tempo [s from L-OC]**	**desvio [s]**
Ignição 1 MCI	00:11:02,222	662,222	Biz-M	662,635	0,413
Ignição 1 MS	00:11:16,222	676,222	Centro Controlo	676,790	0,568
Final da queima 1 do MCI	00:11:18,122	678,122	Biz-M	678,625	0,503
Final da queima 1 do MS	00:18:52,071	1132,071	Centro Controlo	1121,910	10,161
Ignição 2 MCI	01:07:20,000	4040,000	Sem dados		
Ignição 2 MS	01:07:43,000	4063,000	Centro Controlo	4063,400	0,400
Final da queima 2 do MCI	01:07:44,900	4064,900	Biz-M	4065,264	0,364
Final da queima 2 do MS	01:25:24,913	5124,913	Centro Controlo	5113,300	11,613
Ignição 3 MCI	03:27:40,000	12460,000	Sem dados		
Ignição 3 MS	03:28:06,000	12486,000	Centro Controlo	12486,377	0,377
Final da queima 3 do MCI	03:28:07,900	12487,900	Biz-M	12488,213	0,313
Final da queima 3 do MS	03:37:43,972	13063,972	Centro Controlo	13063,356	0,616
Ignição 4 MCI	03:38:28,172	13108,172	Sem dados		
Separação TAP	03:38:33,972	13113,972	Centro Controlo	13113,262	0,710
Final da queima 4 do MCI	03:38:36,172	13116,172	Biz-M	13115,523	0,649
Ignição 5 MCI	03:39:52,972	13192,972	Sem dados		
Ignição 4 MS	03:40:00,972	13200,972	Centro Controlo	13201,244	0,272
Final da queima 5 do MCI	03:40:02,872	13202,872	Biz-M	13203,341	0,469
Final da queima 4 do MS	03:47:36,816	13656,816	Centro Controlo	13653,180	3,636
Ignição 6 MCI	08:54:00,000	32040,000	Biz-M	32040,157	0,157
Ignição 5 MS	08:54:20,000	32060,000	Biz-M	32060,146	0,146
Final da queima 6 do MCI	08:54:21,900	32061,900	Biz-M	32062,243	0,343
Final da queima 5 do MS	08:58:56,124	32336,124	Biz-M	32335,135	0,989
Separação do EchoStar-16	09:12:00,000	33120,000	Biz-M	33105,904	14,096
Ignição 7 MCI	09:51:40,000	35500,000	Biz-M	35500,065	0,065
Final da queima 7 do MCI	09:51:52,000	35512,000	Biz-M	35512,189	0,189
Ignição 8 MCI	10:26:40,000	37600,000	Biz-M	37600,428	0,428
Final da queima 8 do MCI	10:28:20,000	37700,000	Biz-M	37700,502	0,502

A segunda queima do Briz-M é executava no primeiro nodo de ascensão da órbita de suporte e após esta queima a Unidade de Ascensão atinge uma órbita intermédia. A segunda queima do Briz-M ocorreu entre as 1938:10UTC e as 1956:13UTC. A terceira e quarta queima irão ter lugar após a Unidade de Ascensão executar uma órbita em torno do planeta e têm lugar no perigeu, formando uma órbita de transferência com um apogeu próximo do que será conseguido na órbita final. A terceira queima teve lugar entre as 2158:40UTC e as 2208:43UTC, seguindo-se a separação do tanque auxiliar de combustível às 2209:33UTC e a quarta queima decorreu entre as 2210:53UTC e as 2218:33UTC.

A separação do satélite EchoStar-16 ocorreria às 0342:45,904UTC do dia 21 de Novembro e o estágio Briz-M levaria a cabo ainda mais duas queimas para se afastar da órbita do satélite. O satélite ficaria colocado numa órbita inicial com um perigeu a 2.431,6 km de altitude, apogeu a 35.781,2 km de altitude e inclinação orbital de 29,47º.

China lança tripleto de escuta oceanográfica

Com lançamentos regulares desde 2006, os satélites Yaogan Weixing são referidos pelas autoridades chinesas como sendo utilizados para a realização de experiências científicas, detecção remota de recursos terrestres, monitorização de colheitas e auxilio na redução e prevenção de desastres naturais. Porém, a designação destes satélites esconde o seu verdadeiro objectivo.

A série Yaogan Weixing

No passado a então União Soviética utilizou a designação 'Cosmos' para esconder a verdadeira natureza de centenas e centenas de satélites que colocava em órbita, atribuindo-lhes uma natureza científica. Porém, cedo os especialistas Ocidentais estranharam tamanho investimento na Ciência por parte de uma nação e concluíram que a maior parte desses satélites teria uma aplicação militar.

Nos nossos dias algo de semelhante poderá estar a ocorrer com os satélites chineses da série Yaogan. Segundo as autoridades chinesas estes satélites são utilizados para a realização de experiências científicas, para levarem a cabo a detecção remota de recursos terrestre e estimar colheitas e para auxiliar nas tarefas de prevenção e redução de desastres naturais. Tirando estes objectivos, nada mais é referido sobre estes veículos.

Dos satélites até agora colocados em órbita foram identificados três tipos, sendo alguns satélites destinados para a observação electro-óptica digital, outros para a observação utilizando radares SAR (*Synthetic Aperture Radar*) e outros para a escuta das transmissões electrónicas oceanográficas. Os satélites de observação electro-óptica digital foram desenvolvidos pela 5ª Academia do CASC, enquanto que os satélites SAR foram desenvolvidos pela 8ª Academia do CASC.

A série de lançamento foi iniciada a 27 de Abril de 2006 com o lançamento do YG-1 Yaogan Weixing-1 por um foguetão CZ-4C Chang Zheng-4C a partir do Centro de Lançamento de satélites de Taiyuan. O satélite foi colocado numa órbita com um apogeu a 621 km de altitude, perigeu a 602 km de altitude, inclinação orbital de 97,81º e período orbital de 96,93 minutos. Esta órbita foi posteriormente elevada para uma órbita circular operacional com um apogeu a 629 km de altitude, perigeu a 628 km de altitude, inclinação orbital de 97,87º e período orbital de 97,28 minutos. Ao se observar a carenagem de protecção de carga depressa se salienta o seu comprimento de 10 metros e o diâmetro de 3,8 metros. O YG-1 Yaogan Weixing-1 terá sido o primeiro satélite JB-5 Jianbing-5 destinado à observação através de um radar SAR.

O segundo satélite desta série seria lançado a 25 de Maio de 2007 por um foguetão CZ-2D Chang Zheng-2D a partir do Centro de Lançamento de Satélites de Jiuquan. O YG-2 Yaogan Weixing-2 era colocado numa órbita com um apogeu a 655 km de altitude, perigeu a 630 km de altitude, inclinação orbital de 97,85º e período orbital de 97,57 minutos. As autoridades chinesas anunciavam os mesmos objectivos para a missão, mas este lançamento diferia do anterior devido ao facto de o Yaogan Weixing-2 não ser a única carga presente a bordo do vector lançador sendo lançado também o satélite ZP-1 Zheda PiXing-1 'MEMS-Pico' (31491 2007-019B). Este satélite teve como objectivo proporcionar uma plataforma orbital para o ensaio de novas tecnologias, tais como acelerómetros, micro-giroscópios e sensores de infravermelhos. Entretanto, os dados orbitais apontam para que o Yaogan Weixing-2 se encontre numa órbita com um apogeu a 658 km de altitude, perigeu a 631 km de altitude, inclinação orbital de 97,93º e período orbital de 97,61 minutos. Crê-se que na realidade que este tenha sido o primeiro de uma nova geração de satélites de reconhecimento digital electro-óptico JB-6 Jianbing-6. Estes satélites terão substituído os veículos FSW-4 que faziam regressar uma cápsula com filme contendo imagens obtidas durante a sua missão. Os novos satélites terão uma resolução de 0,6 metros a 1,9 metros.

Ainda em 2007, no dia 11 de Novembro, era lançado um foguetão CZ-4C Chang Zheng-4C desde Taiyuan transportando o satélite YG-3 Yaogan Weixing-3. O satélite seria colocado numa órbita com um apogeu a 613 km de altitude, perigeu a 457 km de altitude, inclinação orbital de 97,85º e período orbital de 95,34 minutos. O perigeu orbital seria elevado a 14 de Novembro para os 613 km de altitude com o apogeu a ser colocado nos 624 km. O satélite atingiria posteriormente uma órbita circular operacional com um apogeu a 630 km de altitude, perigeu a 627 km de altitude, inclinação orbital de 97,84º e período orbital de 97,28 minutos. O YG-3 terá sido o segundo satélite Jianbing-5

O satélite YG-4 Yaogan Weixing-4 seria lançado no 1 de Dezembro de 2008 por um foguetão CZ-2D Chang Zheng-2D desde Jiuquan. Mais uma vez os detalhes técnicos acerca do novo satélite foram inexistentes, mas tendo por base a análise levada a cabo aos três satélites predecessores da série os analistas ocidentais concluíram que este novo satélite poder-se-á tratar do segundo veículo da série militar JB-6 Jianbing-6 de reconhecimento digital. As observações ópticas dos satélites Jianbing-6 deverão complementar as observações SAR levadas a cabo pelos satélites da série militar Jianbing-5 (YG-1 Yaogan-1 e YG-3 Yaogan-3).

No dia 15 de Dezembro de 2008 era lançado desde Taiyuan um foguetão CZ-4B Chang Zheng-4B transportando o satélite YG-5 Yaogan Weixing-5. Apesar de já há vários meses se aguardar pelo lançamento deste satélite, a sua natureza permanece, tal como acontece com os anteriores satélites Yaogan, envolta em mistério.

As referências iniciais a este lançamento indicavam a missão o primeiro satélite da série militar Jianbing-7. Não havendo muitos dados relativos a esta série de satélites crê-se que seja um novo tipo de satélite de observação. Observações posteriores verificaram que o satélite Zi Yuan-2 (3), também designado Jianbing-3 (3), havia sido removido da sua órbita antes do lançamento do Yangan-5. Esta manobra pode indicar que o Yangan-5 seja um novo tipo de satélite electro-óptico de 2ª geração que venha substituir os Jianbing-3.

Segundo o analista Phillip Clark, o satélite Yaogan-5 atingiu a sua órbita operacional a 20 de Dezembro ficando colocando numa órbita com um apogeu a 495 km de altitude, perigeu a 488 km de altitude e inclinação orbital de 94,44 minutos. De notar que o mesmo período orbital era utilizado pela série Jianbing-3, apesar de existiram ligeiras diferenças nas suas excentricidades orbitais o que resultava em apogeus e perigeus em altitudes diferentes.

A 21 de Abril de 2009 a secção de ciência e tecnologia da versão on-line do jornal *People's Daily*, anunciava o lançamento do Yaogan Weixing-6 a 22 de Abril de 2009, referindo o lançamento de um satélite de detecção remota desde o Centro de Lançamento de Satélites de Taiyuan. O lançamento seria confirmado no mesmo dia pela agência de notícias Xinhua. O lançamento acabou por ter lugar às 0255:04,562UTC do dia 22 de Abril e foi levado a cabo por um foguetão CZ-2C Chang Zheng-2C/III. Mais uma vez, e segundo a agência Xinhua o satélite YG-6 Yaogan Weixing-6 seria utilizado para "*estudos dos recursos terrestres, protecção e vigilância ambiental, planeamento urbano, estimativa de colheitas, redução e prevenção de desastres naturais, e para a realização de experiencias espaciais*". O Yaogan Weixing-6 foi desenvolvido pela Academia de Tecnologia de Voo Espacial de Xangai da Corporação Aeroespacial de Ciência e Tecnologia da China e segundo alguns analistas ocidentais, este satélite poderá ser o primeiro veículo da série militar JB-7 Jianbing-7, um novo tipo de veículo SAR de 2ª geração. Esta foi a primeira vez que um satélite Yaogan foi colocado em órbita por um foguetão CZ-2C Chang Zheng-2C com o satélite a ser colocado num novo tipo de órbita tendo em conta esta série de satélites apontando-se assim para um satélite com uma massa inferior a 2.700 kg (JB-5 Jianbing-5). Os parâmetros orbitais iniciais do satélite eram: apogeu a 517 km de altitude, perigeu a 485 km de altitude, inclinação orbital de 97,65º e período orbital de 94,63 minutos. A órbita foi posteriormente ajustada para um apogeu a 512 km de altitude, perigeu a 508 km de altitude, inclinação orbital de 97,59º e período orbital de 94,82 minutos.

A natureza do YG-6 acabou por ser revelada numa carta de felicitações enviada pela Academia de Ciências da China ao congratular o lançamento do satélite radar JB-7 Jianbing-7 (1).

Ainda antes do final de 2009 seriam lançados dois novos satélites desta série. A 9 de Dezembro era colocado em órbita o YG-7 Yaogan Weixing-7 por um foguetão CZ-2D Chang Zheng-2D a partir de Jiuquan. O satélite, supostamente um veículo de observação electro-óptica, seria colocado numa órbita com um apogeu a 658 km de altitude, perigeu a 619 km de altitude, inclinação orbital de 97,84º e período orbital de 97,49 minutos. Os dados mais recentes mostram o satélite numa órbita com um apogeu a 661 km de altitude, perigeu a 622 km de altitude, inclinação orbital de 97,88º e período orbital de 97,56 minutos. A 15 de Dezembro era lançado um foguetão CZ-4C Chang Zheng-4C que colocaria em órbita o satélite YG-8 Yaogan Weixing-8. A sua órbita inicial tinha um apogeu a 1.193 km de altitude, perigeu a 1.184 km de altitude, inclinação orbital de 100,50º e período orbital de 109,17 minutos. A órbita do Yaogan Weixing-8, supostamente um veículo de observação electro-óptica (de 3ª geração?), desvia-se completamente dos parâmetros orbitais dos seus antecessores (apogeu a 1.205 km de altitude, perigeu a 1.192 km de altitude, inclinação orbital de 100,46º e período orbital de 109,39 minutos). Juntamente com o satélite YG-8 Yaogan Wexing-8 foi colocado em órbita o pequeno satélite XW-1 Xi Wang-1 (36122 2009-072B).

A missão do tripleto de satélites YG-9 Yaogan Weixing-9 diferiu mais uma vez dos parâmetros verificados em quase todos os lançamentos anteriores. De facto a 5 de Março de 2010 eram colocados em órbita três satélites por um foguetão CZ-4C Chang Zheng-4C desde. As imagens do lançamento que foram divulgadas mostraram uma carenagem de protecção de carga muito maior do que habitualmente seria de esperar para uma missão deste tipo, o que levantou suspeitas sobre a natureza da carga a bordo do CZ-4C Chang Zheng-4C. De facto, observações posteriores vieram a confirmar a presença de três objectos activos em órbita resultantes deste lançamento.

Ao se verificar os parâmetros orbitais dos objectos em órbita, notou-se uma semelhança com o tipo de parâmetros orbitais usualmente associados aos satélites NOSS norte-americanos. Estes satélites, usualmente lançados em tripletos, são utilizados para vigilância naval electrónica. O satélite Yaogan Weixing-9 é na realidade um conjunto de três satélites (um veículo principal e dois subsatélites). Certamente que as autoridades chinesas não irão revelar a natureza destes veículos, mas informações anteriormente publicadas por fontes chinesas e agora associadas a este lançamento, levam de facto a confirmar que a China terá assim dado início a um novo programa de vigilância marítima electrónica. Aparentemente os satélites terão sido fabricados na Academia de Tecnologia Espacial da China em Pequim

O satélite YG-10 Yaogan Weixing-10 foi lançado no dia 9 de Agosto de 2010. O lançamento teve lugar desde Taiyuan e foi levado a cabo por um foguetão CZ-4C Chang Zheng-4C. O satélite foi colocado numa órbita inicial com um apogeu a 621 km de altitude, um perigeu a 607 km de

altitude, inclinação orbital de 97,82º e período orbital de 96,98 minutos. Mais uma vez as autoridades chinesas referiram este satélite como um veículo destinado a tarefas de detecção remota, mas o YG-10 Yaogan Weixing-10 pode ser na realidade um veículo de observação SAR. Os dados mais recentes indicam que o satélite se encontra numa órbita circular com um apogeu a 629 km de altitude, um perigeu a 628 km de altitude, inclinação orbital de 97,83º e período orbital de 97,28 minutos.

Satélite	Construtor	Tipo
Yaogan Weixing-1	SAST	SAR 1ª Geração
Yaogan Weixing-2	CAST	EOpt
Yaogan Weixing-3	SAST	SAR 1ª Geração
Yaogan Weixing-4	CAST	EOpt
Yaogan Weixing-5	CAST	EOpt 2ª Geração
Yaogan Weixing-6	SAST	SAR 2ª Geração
Yaogan Weixing-7	CAST	EOpt
Yaogan Weixing-8	SAST	EOpt 3ª Geração
Yaogan Weixing-9	CAST	Vig. Oceanog.
Yaogan Weixing-10	SAST	SAR 1ª Geração
Yaogan Weixing-11	CAST	EOpt
Yaogan Weixing-12	CAST	EOpt 2ª Geração
Yaogan Weixing-13	SAST	SAR 2ª Geração
Yaogan Weixing-14	CAST	EOpt 4ª Geração?
Yaogan Weixing-15	SAST	EOpt 3ª Geração
Yaogan Weixing-16	CAST	Vig. Oceanog.

O satélite YG-11 Yaogan Weixing-11 lançado a 22 de Setembro de 2010 terá sido um novo veículo de observação electro-óptica.

O programa SAR

Os radares SAR são um instrumento de microondas que produz imagens de alta resolução da superfície da Terra em quaisquer condições atmosféricas e em qualquer hora do dia. Um instrumento SAR pode medir tanto a intensidade como a fase da radiação microondas emitida, originando não só uma alta sensibilidade à textura mas também em algumas capacidades tridimensionais. Enquanto os sistemas ópticos convencionais para obtenção de imagens são menos efectivos durante a noite e em más condições atmosféricas, o sistema SAR gera a sua própria radiação microondas que pode penetrar nas nuvens, neblina, águas baixas e mesmo no solo para obter imagens de alta resolução da superfície da Terra bem como debaixo de água e a baixa profundidade no solo.

O desenvolvimento por parte da China da tecnologia SAR foi iniciado em finais dos anos 70 do Século XX. Em 1981 foi operado pela primeira vez o primeiro sistema SAR mono-polarizado transportado por um avião. O sistema foi desenvolvido pelo Instituto de Pesquisa Electrónica da Academia de Ciências da China. O primeiro sistema SAR multi-polarizado foi introduzido nos anos 90 para a monitorização de inundações. O primeiro sistema operacional em tempo real que poderia analisar as imagens a bordo de um avião e transmiti-las para estações no solo foi introduzido em 1994.

Há muito que a China planeava colocar em órbita um satélite SAR para obter imagens em alta resolução tendo em vista a sua aplicação em quaisquer condições atmosféricas, nomeadamente na localização de forças navais do Estreito de Taiwan. A China também desenvolveu um interesse particular na potencial aplicação civil destes sistemas após os danos provocados pelas inundações e deslizamento de terras originados pelos tufões de 1994. Enquanto que a China utilizava sistemas de detecção remota por observação óptica, surgiu um interesse particular na obtenção de imagens através de microondas que poderia penetrar na região Sul da China quase permanentemente coberta de nuvens. Crê-se que o sistema espacial SAR da China tenha beneficiado da sua cooperação com a Rússia e com a Europa.

Por seu lado, o Exército de Libertação do Povo vê a obtenção de imagens pelos sistemas SAR como vital para a sua capacidade do domínio da informação em futuros conflitos. Ao contrário dos sistemas ópticos passivos convencionais, os sistemas SAR espaciais podem levar a cabo através das nuvens, chuva, nevoeiro e poeiras para detectar alvos no solo ou subsolo, e pode ser útil para a

criação de mapas militares detalhados. Os engenheiros chineses têm examinado os satélites SAR como um meio de detectar submarinos inimigos em águas pouco profundas.

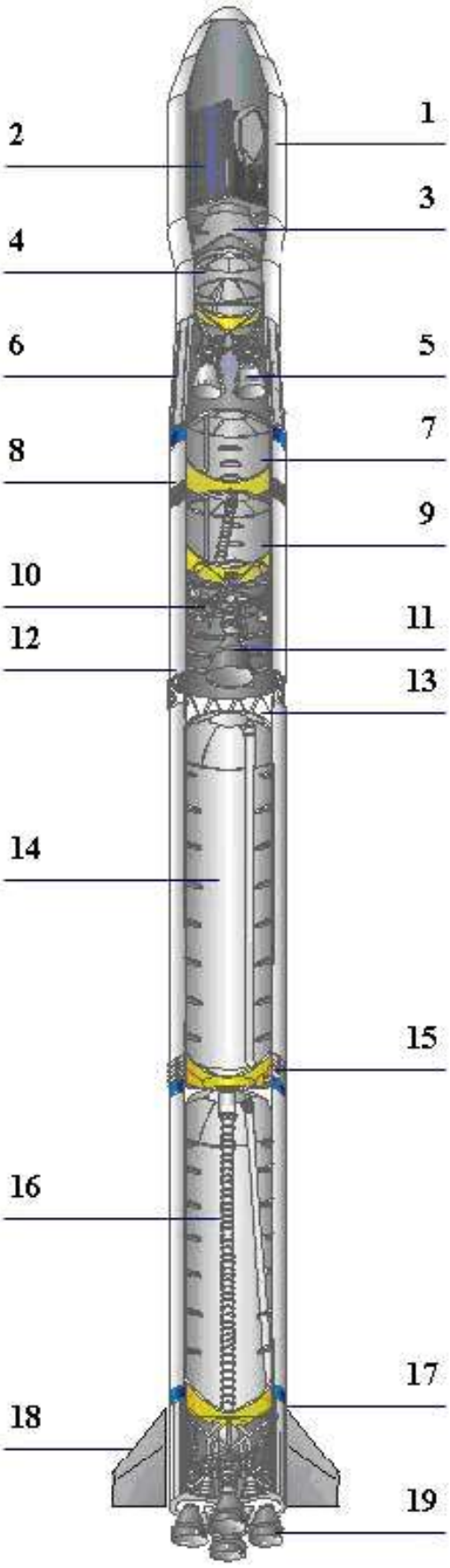
Satélite	Designação Internacional	NORAD	Data Lançamento	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento
Yaogan Weixing-1	2006-015	29092	27-Abr-06	22:48:00	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y1)	Taiyuan, LC7
Yaogan Weixing-2	2007-019	31490	25-Mai-07	07:12:00	CZ-2D Chang Zheng-2D (Y8)	Jiuquan, 603
Yaogan Weixing-3	2007-055	32289	11-Nov-07	22:48:34,843	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y3)	Taiyuan, LC7
Yaogan Weixing-4	2008-061	33446	01-Dez-08	04:42:00	CZ-2D Chang Zheng-2D (Y9)	Jiuquan, 603
Yaogan Weixing-5	2008-064	33456	15-Dez-08	03:22:04,521	CZ-4B Chang Zheng-4B (Y20)	Taiyuan, LC9
Yaogan Weixing-6	2009-021	34839	22-Abr-09	02:55:04,562	CZ-2C Chang Zheng-2C (Y19)	Taiyuan, LC7
Yaogan Weixing-7	2009-069	36110	09-Dez-09	08:42:00	CZ-2D Chang Zheng-2D (Y10)	Jiuquan, 603
Yaogan Weixing-8	2009-072	36121	15-Dez-09	02:31:04,790	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y4)	Taiyuan, LC9
Yaogan Weixing-9	2010-009	36413	05-Mar-10	04:55:05,227	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y5)	Jiuquan, 603
Yaogan Weixing-10	2010-038	36834	09-Ago-10	22:49:05,551	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y6)	Taiyuan, LC9
Yaogan Weixing-11	2010-047	37165	22-Set-10	01:42:00,835	CZ-2D Chang Zheng-2D (Y11)	Jiuquan, 603
Yaogan Weixing-12	2011-066	37874	11-Nov-11	03:21:05,279	CZ-4B Chang Zheng-4B (Y21)	Taiyuan, LC9
Yaogan Weixing-13	2011-072	37941	29-Nov-11	18:50:04,467	CZ-2C Chang Zheng-2C (Y20)	Taiyuan, LC9
Yaogan Weixing-14	2012-021	38257	10-Mai-12	07:06:04,493	CZ-4B Chang Zheng-4B (Y12)	Taiyuan, LC9
Yaogan Weixing-15	2012-029	38354	29-Mai-12	07:31:05,187	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y10)	Taiyuan, LC9
Yaogan Weixing-16	2012-066	39011	25-Nov-12	04:06:04	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y9)	Jiuquan, 603

A pesquisa e o desenvolvimento iniciais da primeira geração de sistemas SAR espaciais teve lugar em finais dos anos 80 e o desenvolvimento dos primeiros modelos deu-se em 1991. Em Maio de 1995 o Comité Estatal de Ciência e Tecnologia e o COSTIND aprovaram o desenho e os trabalhos associados aos sistemas de transmissão de dados em alta velocidade. Um sistema de simulação no solo para a primeira geração de satélites SAR foi desenvolvido pelo CAS e pelo BUAA em finais dos anos 90. Mesmo antes do lançamento da primeira geração de satélites SAR, já se havia iniciado a pesquisa da segunda geração destes sistemas. Segundo alguns relatórios, a segunda geração de satélites SAR estaria prevista para o 11º Plano de Desenvolvimento Quinquenal da China (entre 2006 e 2010).

As principais empresas estatais envolvidas no desenvolvimento do sistema SAR incluem o Instituto Académico da China para as Ciências Electrónicas (instrumentos SAR), Academia de Tecnologia de Voo Espacial de Xangai (desenho do satélite e veículo lançador CZ-4B), Instituto 501 e Instituto 504 da Academia de Tecnologia Espacial da China, Instituto de Pesquisa de Tecnologia Electrónica de Nanjing, Instituto de Equipamento Electrónico do Sudoeste e a Universidade de Aeronáutica e astronáutica de Pequim (BUAA).

O Instituto de Pesquisa Electrónica do CAS foi designado, ao abrigo do Projecto 863, para desenvolver um sistema SAR nacional desde os finais dos anos 80. São escassos os detalhes disponíveis acerca do sistema SAR transportado a bordo dos satélites JB-5 Jianbing-5, mas alguma informação do CAS revelou que o protótipo do SAR desenvolvido, utiliza a banda L e é capaz de duas opções de resolução. Em modo de alta resolução o sistema possui uma resolução de 5 metros e

um campo de visão de 40 km. Por outro lado, no modo de baixa resolução o sistema tem uma resolução de 20 metros e um campo de visão de 100 km. O protótipo foi testado a bordo de um avião e os resultados foram satisfatórios.



Das 16 missões lançadas, duas diferem de forma substancial das restantes por executarem um tipo de missão completamente diferente e pela sua estrutura ser distinta. As missões YG-9 e YG-16 são compostas por tripletos de satélites que executam missões semelhantes aos satélites norte-americanos NOSS (Naval Ocean Surveillance Satellites), isto é são satélite de vigilância oceânica detectando os sinais electrónicos enviados a partir de embarcações que percorrem os oceanos.

O foguetão CZ-4C Chang Zheng-4C

O desenvolvimento do foguetão CZ-4C Chang Zheng-4C de três estágios tem como base o foguetão CZ-4B Chang Zheng-4B e surge pela necessidade de se desenvolver um lançador cujo estágio superior tivesse a capacidade de múltiplas ignições em órbita com o motor YF-40A. Para além desta capacidade, o CZ-4C possui anéis estruturais na base do primeiro e do segundo estágio, uma cobertura climatérica na secção inter-estágio (que é ejectada no lançamento) e uma carenagem de maiores dimensões (que foi pela primeira vez introduzida com o CZ-4B). Assim, todas estas características permitem que o CZ-4C Chang Zheng-4C seja capaz de colocar em órbita cargas de maiores dimensões e com uma maior precisão em relação ao CZ-4B Chang Zheng-4B.

1 – Carenagem de protecção de carga; 2 – Satélite; 3 – Adaptador de carga; 4 – Secção de equipamento; 5 – Motor do terceiro estágio; 6 – Secção interestágio; 7 – Tanque de oxidante do segundo estágio; 8 – Secção intertanque; 9 – Tanque de combustível do segundo estágio; 10 – Motores vernier do segundo estágio; 11 – Motor do segundo estágio; 12 – Anéis estruturais; 13 – Secção interestágio; 14 – Tanque de oxidante do primeiro estágio; 15 – Secção intertanque; 16 – Tanque de combustível do primeiro estágio; 17 – Anéis estruturais; 18 – Estabilizadores aerodinâmicos; 19 – Motores do primeiro estágio.

O CZ-4C é capaz de colocar uma carga de 4.200 kg numa órbita terrestre baixa, 2.800 kg numa órbita sincronizada com o Sol a 900 km de altitude ou 1.900 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona.

No lançamento desenvolve uma força de 2.960.000 kN e a sua massa total é de cerca de 250.000 kg. Tem um comprimento total de 48,50 metros e um diâmetro de 3,35 metros.

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Local de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
2006-015	Y1	27-Abr-06	Taiyuan, LC9	22:48:00	Yaogan Weixing-1 (29092 2006-015A)
2007-055	Y3	11-Nov-07	Taiyuan, LC9	22:48:34.843	Yaogan Weixing-3 (32289 2007-055A)
2008-026	Y2	27-Mai-08	Taiyuan, LC9	03:02:33.070	Fengyun-3A (32958 2008-026A)
2009-072	Y4	15-Dez-09	Taiyuan, LC9	02:31:04.790	Yaogan Weixing-8 (36121 2009-072A) Xiwang-1 (36122 2009-072B)
2010-009	Y5	05-Mar-10	Jiuquan, LC43 603	04:55:05.227	Yaogan Weixing-9A (36413 2010-009A) Yaogan Weixing-9B (36414 2010-009B) Yaogan Weixing-4C (36415 2010-009C)
2010-038	Y6	09-Ago-10	Taiyuan, LC9	22:49:05.551	Yaogan Weixing-10 (36834 2010-038A)
2010-059	Y7	04-Nov-10	Taiyuan, LC9	18:37:12.089	FY-3B Fengyun-3B (37214 2010-59A)
2012-029	Y10	29-Mai-12	Taiyuan, LC9	07:31:05,187	Yaogan Weixing-15 (38354 2012-029A)
2012-066	Y9	25-Nov-12	Jiuquan, LC43 603	04:06:04	Yaogan Weixing-16A (39011 2012-066A) Yaogan Weixing-16B (39012 2012-066B) Yaogan Weixing-16C (39013 2012-066C)

Lançamento da missão Yaogan Weixing-16

Envoltas no usual secretismo das missões militares, a data de lançamento da missão YG-16 Yaogan Weixing-16 estava inicialmente prevista para 5 de Dezembro de 2011, sendo adiada para Janeiro de 2012 por razões desconhecidas. Os rumores sobre o lançamento em Janeiro de 2012 não se concretizaram e somente em Maio surgem indicações de que a missão pode ter lugar neste mês ou em Junho, antes do lançamento da missão espacial tripulada SZ-9 Shenzhou-9.

Em finais de Maio surgiu nos fóruns de discussão na Internet uma interessante referência a um projecto denominado XX-8. Este projecto era descrito como estando composto por um satélite principal e dois satélites secundários, tal como aconteceu na missão Yaogan Weixing-9 e na missão Yaogan Weixing-16. Vários analistas apontaram para o facto de o projecto XX-8 poder corresponder aos satélites militares JB-8 Jianbing-8.

Em princípios de Junho uma equipa de engenheiros do CAST chegava a Jiuquan para iniciar os preparativos para o lançamento aparentemente agendado para o mês de Julho. Porém, em finais de Junho surgia a notícia de que o lançamento seria novamente adiado devido aparentemente a problemas com os satélites que entretanto seriam transportados de volta para a fábrica e regressariam novamente a Jiuquan a 25 de Setembro. O lançamento seria adiado para o mês de Novembro. As equipas de preparação regressariam

a Jiuquan em Setembro e em finais de Outubro os satélites estavam a ser cobertos com as respectivas protecções térmicas. Nesta altura tudo indicava que o lançamento poderia ter lugar em finais de Novembro.

Os satélites seriam transferidos para a plataforma de lançamento a 14 de Novembro e o lançamento acabaria por ter lugar no dia 25 de Novembro às 0406:04UTC.

Zhongxing-12: o terceiro lançamento da China em Novembro

O terceiro lançamento orbital da China em Novembro de 2012 ficou marcado por uma certa polémica no que diz respeito à posse do satélite. O ZX-12 Zhongxing-12 seria colocado em órbita a 27 de Novembro e parte da sua carga de comunicações seria alugada à empresa de comunicações SupremeSAT do Sri Lanka que para consumo interno anunciou que este era o primeiro satélite daquele país. Curiosamente, tal facto seria completamente ignorado pela imprensa chinesa.

O satélite Zhongxing-12

O satélite ZX-12 Zhongxing-12 (中星12), também designado Chinasat-12, foi originalmente encomendado como Apstar-7B, um satélite de comunicações baseado na plataforma Spacebus-4000C2 desenvolvida pela *Thales Alenia Space* e equipado com 24 repetidores de banda C e 23 repetidores de banda Ku. O satélite havia sido encomendado à empresa francesa pela *APT Satellites* em Abril de 2010.

O Apstar-7B era um satélite suplente para a possibilidade de acontecer algum acidente com o satélite Apstar-7 que foi colocado em órbita a 31 de Março de 2012 pelo foguetão CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E (Y22) a partir do Centro de Lançamento de Satélites de Xichang. Com o Apstar-7 a operar sem problemas em órbita terrestre, o Apstar-7B foi transferido para um acordo secundário entre a *APT Satellites* e a Corporação Industrial Grande Muralha da China. Ao abrigo deste acordo, o satélite ficou propriedade da China Satcom, uma operadora estatal de satélites com sede em Pequim, que o rebaptizou como Zhongxing-12. O novo satélite irá substituir o velho satélites Zhongxing-5A localizado a 87,5º de longitude Este na órbita geossíncrona.

O Zhogxing-12 tinha uma massa de 5.054 kg no lançamento e o seu tempo de vida útil é de 15 anos. Utiliza um sistema de propulsão S400 para as suas manobras orbitais e está equipado com dois painéis solares.

Parte da sua carga de comunicações foi alugada à empresa de comunicações do Sri Lanka, SupremeSAT, que a designou como SupremeSAT-I. Recentemente, esta empresa entrou num acordo com a Corporação Industrial Grande Muralha da China para a projecção, fabrico e lançamento do satélite de comunicações SupremeSAT-III em 2015 (tendo por base a plataforma DFH-4) e para assegurar a comercialização de outros satélites detidos e operados pela aquela empresa chinesa e pela Corporação de Satélites de Comunicações da China. Ainda no acordo foi estabelecido que a empresa do Sri Lanka irá alugar parte da carga de comunicações do satélite Zhongxing-11 cujo lançamento está previsto para Junho de 2013.

O Zhongxing-12 irá servir as demandas de comunicações, retransmissão por satélite, transmissão de dados, sistemas de multimédia de banda larga e serviços de transmissão de media na China, Este Asiático, Ásia do Sul, Médio Oriente, África, Austrália e a área do Mar da China, além da região do Oceano Índico.

O lançador CZ-3B Chang Zheng-3B

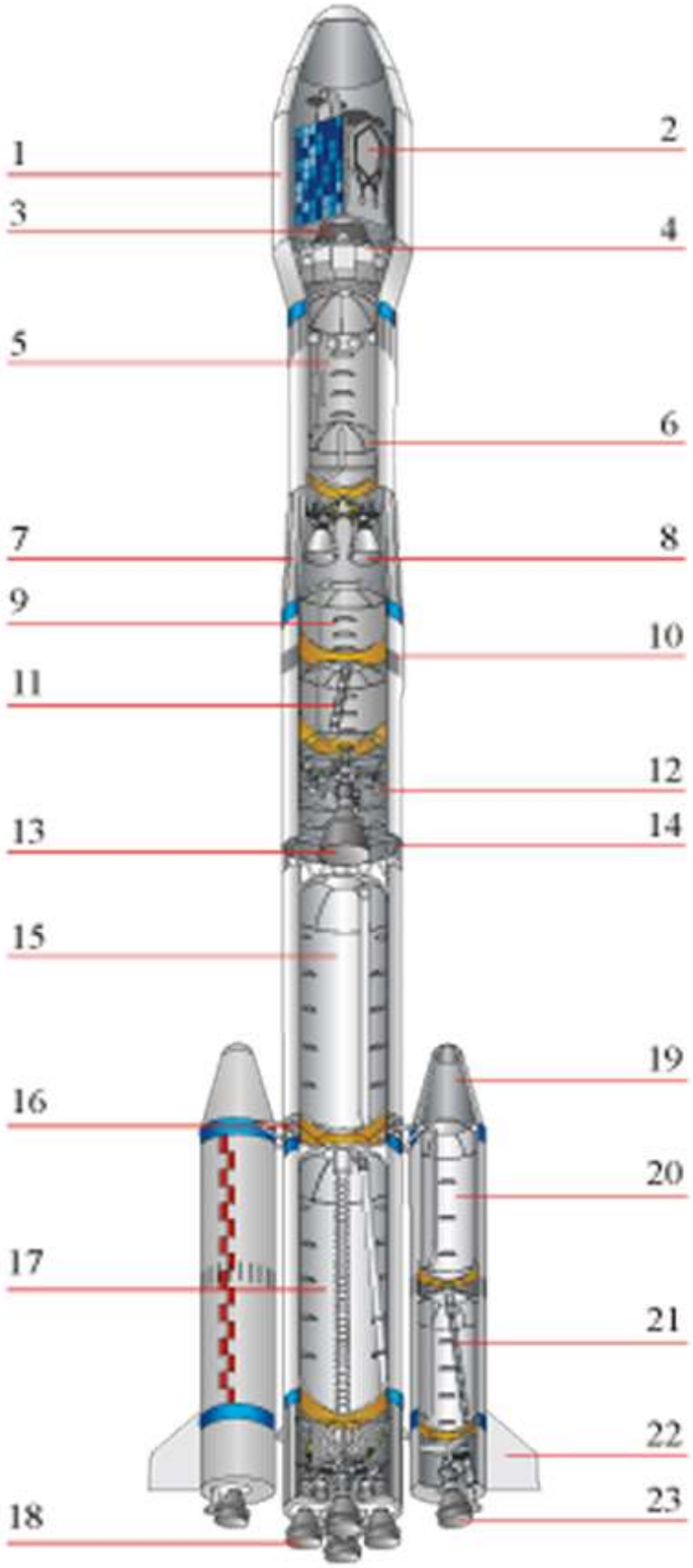
O foguetão CZ-3B Chang Zheng-3B representa uma evolução em relação ao lançador orbital CZ-3A Chang Zheng-3A, sendo um dos veículos mais potentes disponíveis pela China. É um lançador a três estágios auxiliados por quatro propulsores laterais de combustível hipergólico, possuindo uma grande capacidade de carga para a órbita de transferência para a órbita geossíncrona utilizando para tal tanques de propolente mais largos e uma maior ogiva.

A Academia Chinesa de Tecnologia de Veículos Lançadores (CALT) iniciou o desenho do CZ-3A Chang Zheng-3A em meados dos anos 80. O CZ-3A é um veículo lançador a três estágios com uma capacidade de 2.600 kg para a órbita de transferência para a órbita geossíncrona. O seu terceiro estágio utiliza propolentes criogénicos, isto é hidrogénio e oxigénio líquido. A capacidade do CZ-3B para a órbita de transferência para a órbita geossíncrona atinge os 5.100 kg ao utilizar quatro propulsores laterais e um segundo estágio mais alongado. O CZ-3B proporciona quatro tipos de carenagens de protecção e quatro tipos distintos de interfaces de carga que proporcionam assim aos utilizadores mais flexibilidade. As principais características do CZ-3B estão assinaladas na seguinte tabela.

Estágio	**Propulsores laterais**	**Primeiro estágio L-180**	**Segundo estágio L-35**	**Terceiro estágio H-18**
Massa no lançamento (kg)	426.000			
Propolente		N_2O_4/UDMH		LOX/LH_2
Massa do Propolente (kg)	37.746 (x4)	171.775	49.605	18.193
Massa do estágio (kg)	41.000 (x4)	179.000	55.000	21.000
Motor	DaFY5-1 (YF-20B)	DaFY6-2 (YF-20B)	DaFY20-1 (Principal) DaFY21-1 (Vernier) (YF-22A/23A)	YF-75
Força (kN)	740,4 (x4)	2.961,6	742 (Principal) 11,8 x 4 (vernier)	4.312
Impulso específico (s)	291	189	297	440
Impulso específico nível do mar (s)	261	259	260	-
Tempo de queima (s)	128	155	110	470
Diâmetro (m)	2,25	3,35	3,35	3,0
Comprimento (m)	15,326	23,272	9,943	12,375
Comprimento carenagem (m)	9,56			
Diâmetro carenagem (m)	4,0			
Comprimento total (m)	54,838			

O sistema do CZ-3B é composto pela estrutura do foguetão lançador, sistema de propulsão, sistema de controlo, sistema de telemetria, sistema de rastreio e segurança, sistema de controlo de atitude e de gestão de propolente na fase orbital não propulsiva, sistema de utilização de propolente criogénico, sistema de separação e sistema auxiliar.

A estrutura do foguetão actua de forma a suportar as várias cargas internas e externas no lançador durante o transporte, elevação (colocação na plataforma de lançamento) e voo. A estrutura do foguetão também combina todos os subsistemas em conjunto. A estrutura do foguetão é composta pelos propulsores, primeiro estágio, segundo estágio, terceiro estágio e carenagem de protecção. A figura na página seguinte mostra a configuração do foguetão CZ-3B Chang Zheng-3B.

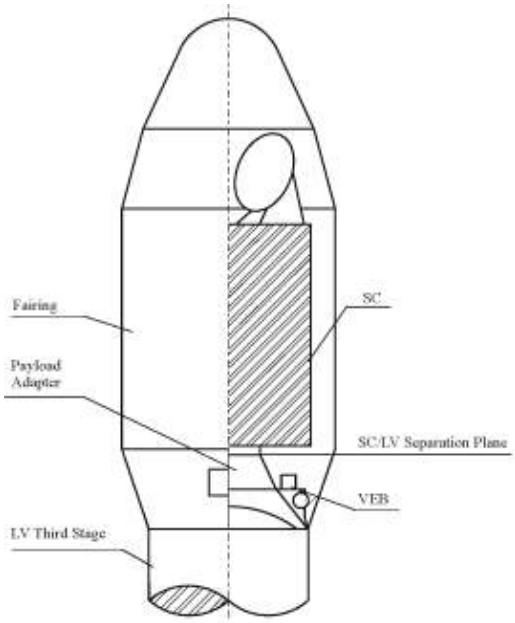


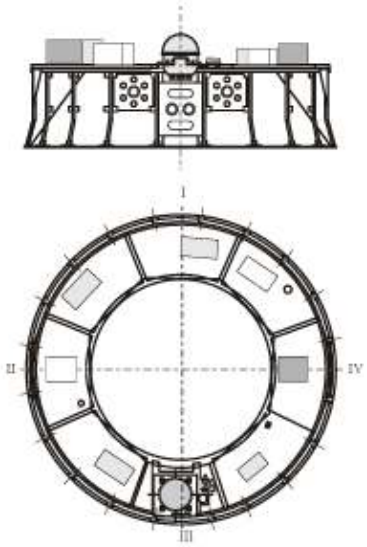
1. Ogiva
2. Carga
3. Adaptador de carga
4. Secção de equipamento
5. Tanque de hidrogénio líquido
6. Tanque de oxigénio líquido
7. Secção interestágio
8. Motor do 3º estágio
9. Tanque de oxidante 2º estágio
10. Secção inter-tanque
11. Tanque combustível 2º estágio
12. Motor vernier 2º estágio
13. Motor principal 2º estágio
14. Secção inter-estágio
15. Tanque de oxidante 1º estágio
16. Secção inter-tanque
17. Tanque combustível 1º estágio
18. Motor 1º estágio
19. Ogiva do propulsor
20. Tanque oxidante propulsor
21. Tanque combustível propulsor
22. Estabilizador
23. Motor propulsor

Cada propulsor lateral é composto pela zona frontal, tanque de oxidante, zona inter-tanque, tanque de combustível, secção posterior, secção de cauda, estabilizador, válvulas e condutas, etc. O primeiro estágio é composto pela secção inter-estágio, tanque de oxidante, inter-tanque, tanque de combustível, secção posterior, secção de cauda, válvulas e condutas, etc. O segundo estágio é composto pelo tanque de oxidante, inter-tanque, tanque de combustível, válvulas e condutas, etc.

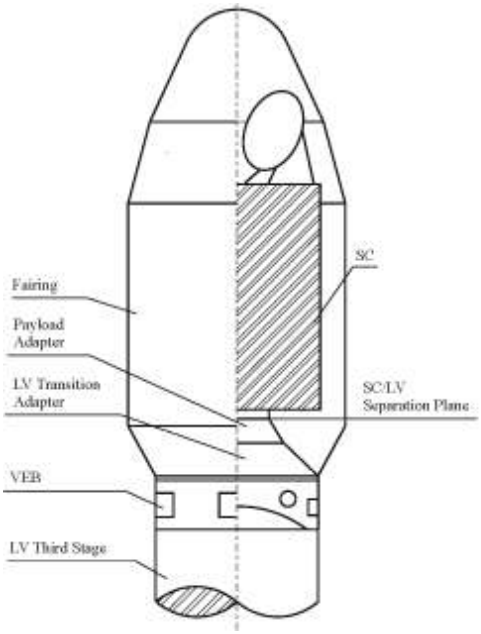
O terceiro estágio contém o adaptador de carga, secção de equipamento e tanque de propolente criogénico. O adaptador de carga faz a ligação física entre a carga e o foguetão CZ-3B e reparte as cargas entre ambos. O anel da interface no topo do adaptador pode ser uma das interfaces standard internacionais 937B, 1194, 1194A ou 1666. A secção de equipamento para o método de introdução da carga na plataforma de lançamento (*Encapsulation-on-pad*) é uma placa circular fabricada numa estrutura metálica em favos de mel onde estão montados os sistemas aviónicos do lançador. Se a carenagem é montada no método BS3, a secção de equipamento será uma estrutura cilíndrica com uma altura de 0,9 metros apoiada no terceiro estágio (As duas figuras seguintes mostram os diferentes tipos de secção de equipamento). O tanque de propolente do terceiro estágio é termicamente isolado com um anteparo comum, tendo uma forma convexa superior no meio. O hidrogénio líquido é abastecido na parte superior do tanque e o oxigénio líquido é armazenado na parte inferior.

A carenagem é composta por uma abóbada, secção bicónica, secção cilíndrica e secção cónica invertida.





VEB (for Encapsulation-on-pad)



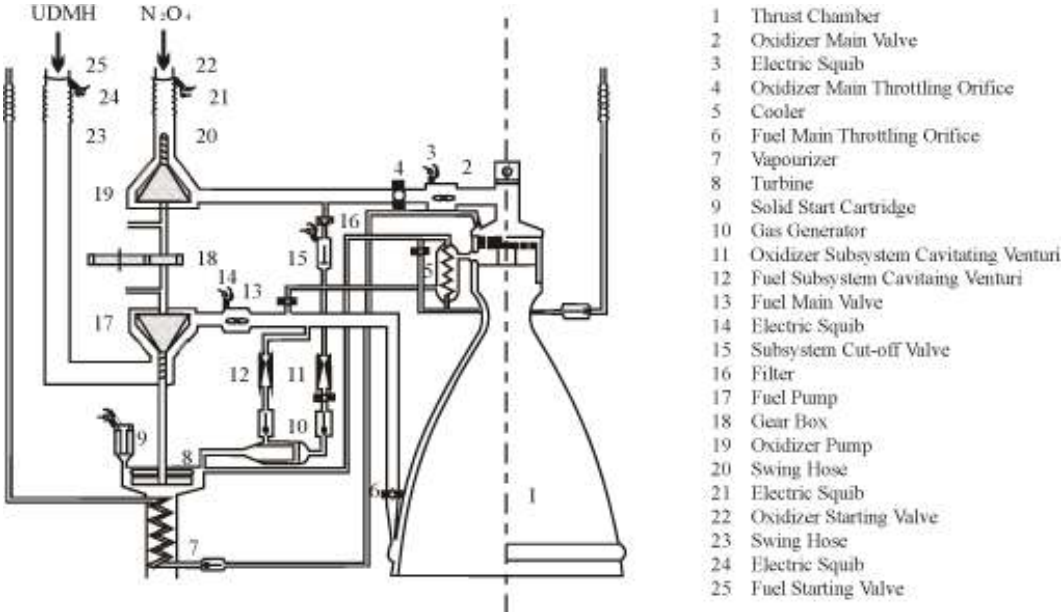
VEB (for Encapsulation-in-BS3)

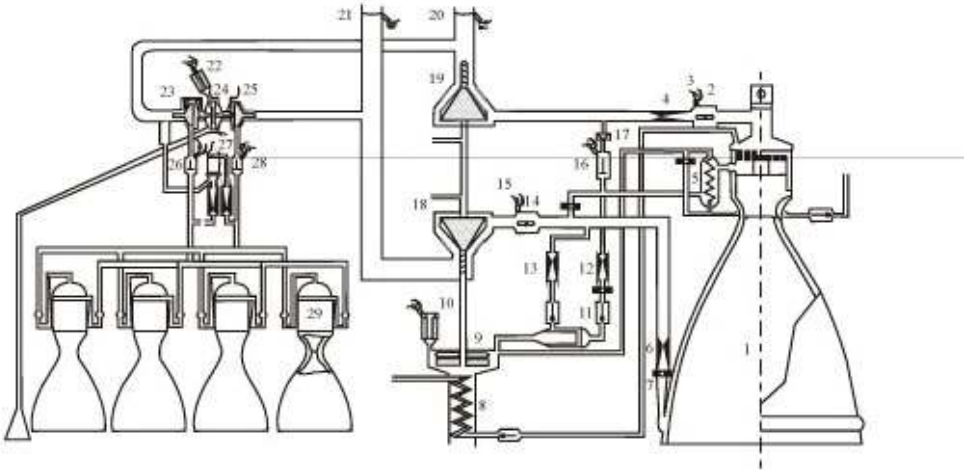
O sistema de rastreio e de segurança mede os dados da trajectória e parâmetros de injecção orbital finais. O sistema também fornece informação para meios de segurança. A auto-destruição do foguetão lançador seria levada a cabo de forma remota caso ocorresse alguma anomalia em voo. O desenho da medição de trajectória e de segurança são integrados em conjunto.

O sistema de controlo de atitude e de gestão de propolente na fase de voo não propulsionada leva a cabo o controlo de atitude e gestão de propolente em órbita e reorienta o lançador antes da separação da carga. Um motor alimentado por hidrazina em pressão trabalha de forma intermitente neste sistema que pode ser accionado repetidamente segundo os comandos recebidos.

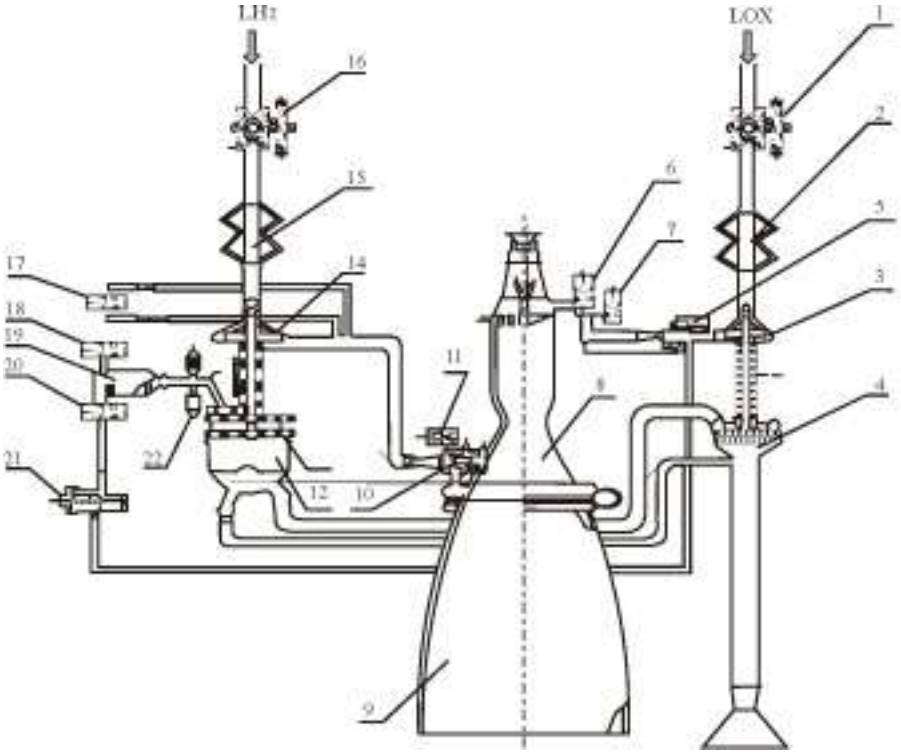
O sistema de utilização dos propolentes criogénicos mede em tempo real o nível de propolentes no interior dos tanques do terceiro estágio e ajusta o nível de consumo de oxigénio líquido para tornar os propolentes residuais numa proporção óptima. O ajustamento é utilizado para compensar o desvio da performance do motor, estrutura da massa, carga de propolente, etc., para o propósito de se obter uma maior capacidade de lançamento. O sistema contém um processador, sensores de nível de propolente e válvulas de ajustamento.

Os seguintes esquemas representam a estrutura dos sistemas de propulsão do primeiro, segundo e terceiro estágios.





1 Thrust Chamber
2 Oxidizer Main Valve
3 Electric Squib
4 Oxidizer Main Venturi
5 Cooler
6 Fuel Main Venturi
7 Throttling Orifice
8 Vapourizer
9 Turbine
10 Solid Start Catridge
11 Gas Generator
12 Oxidizer Subsystem Venturi
13 Fuel Subsystem Venturi
14 Fuel Main Valve
15 Electric Squib
16 Subsystem Cut-off Valve
17 Filter
18 Fuel Pump
19 Oxidizer Pump
20 Oxidizer Starting Valve
21 Fuel Starting Valve
22 Solid Start Cartridge
23 Oxidizer Pump
24 Turbine
25 Fuel Pump
26 Oxidizer Cut-off Valve
27 Gas Generator
28 Fuel Cut-off Valve
29 Vernier Combustion Chamber



Durante a fase de voo do CZ-3B Chang Zheng-3B existem cinco eventos de separação: a separação dos quatro propulsores laterais, a separação entre o segundo e o primeiro estágio, a separação entre o segundo e o terceiro estágio, a separação da carenagem e a separação entre a carga e o terceiro estágio.

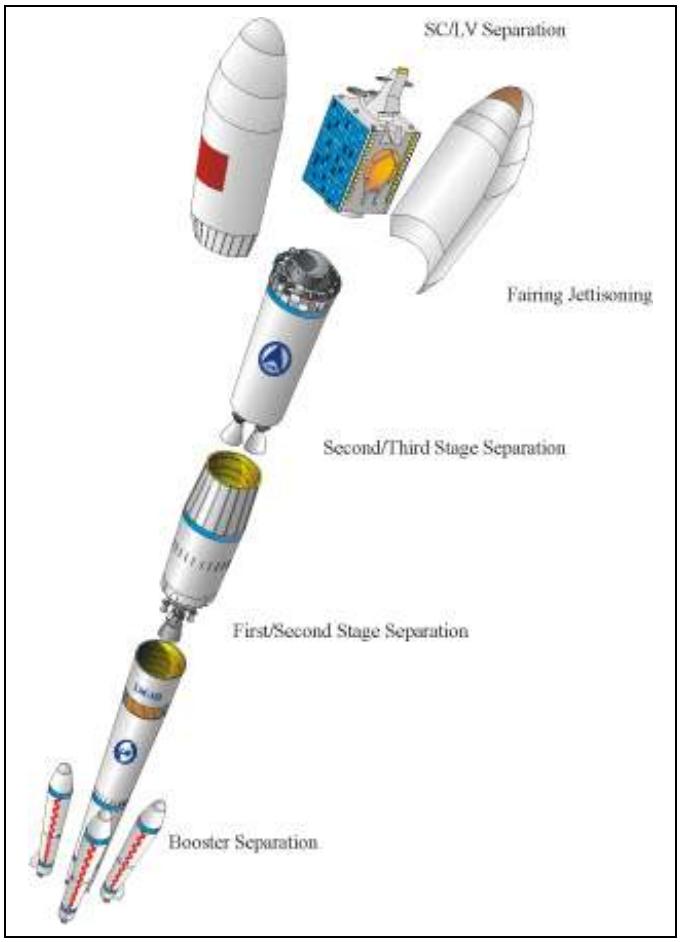
- **Separação dos propulsores** – os propulsores laterais estão acoplados ao primeiro estágio por três piromecanismos localizados na secção frontal e por mecanismos de separação na secção posterior. Quatro pequenos foguetões geram forças de separação para o exterior após a abertura simultânea dos mecanismos de separação.

- **Separação entre o primeiro e o segundo estágio** – a separação entre o primeiro e o segundo estágio é uma separação a quente, isto é o segundo estágio entra em ignição em primeiro lugar e depois o primeiro estágio é separado com a força dos gases de exaustão após o accionamento de 14 parafusos explosivos.

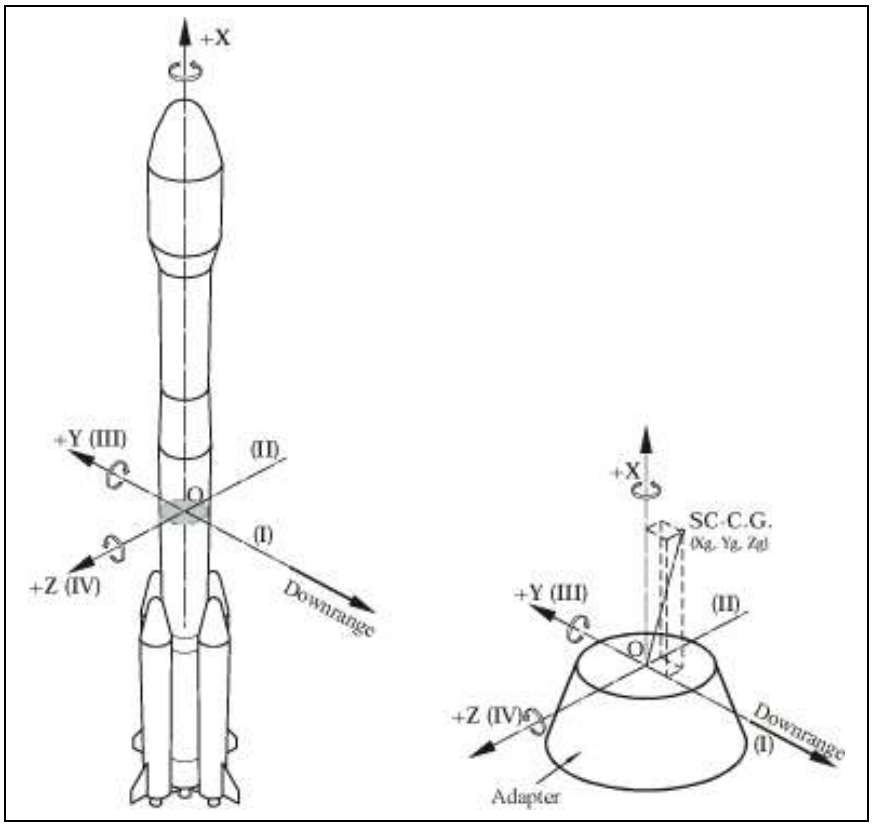
- **Separação entre o segundo e o terceiro estágio** – a separação entre o segundo e o terceiro estágio é uma separação a frio. Os parafusos explosivos são accionados em primeiro lugar e depois pequenos retro-foguetões no segundo estágio são accionados para gerar a força de separação.

- **Separação da carenagem** – durante a separação da carenagem, os parafusos explosivos que ligam a carenagem e o terceiro estágio são accionados em primeiro lugar e depois todos os dispositivos pirotécnicos que ligam as duas metades da carenagem são accionados, com a carenagem a ser separada longitudinalmente. A carenagem volta-se para fora apoiada em dobradiças devido à força exercida por molas.

- **Separação entre a carga e o terceiro estágio** – a carga está fixa com o lançador ao longo de uma banda de fixação. Após a separação, a carga é empurrada pela acção de molas.



O sistema de coordenadas do foguetão lançador (OXYZ) tem origem no centro de massa instantâneo do veículo, isto é no centro de massa integrado da combinação carga / veículo lançador, incluindo o adaptador, propolentes e carenagem, etc., caso seja aplicável. O eixo OX coincide com o eixo longitudinal do foguetão. O eixo OY é perpendicular ao eixo OX e estão no interior do plano de lançamento 180º para lá do azimute de lançamento. Os eixos OX, OY e OZ formam um sistema ortogonal que segue a regra da mão direita.

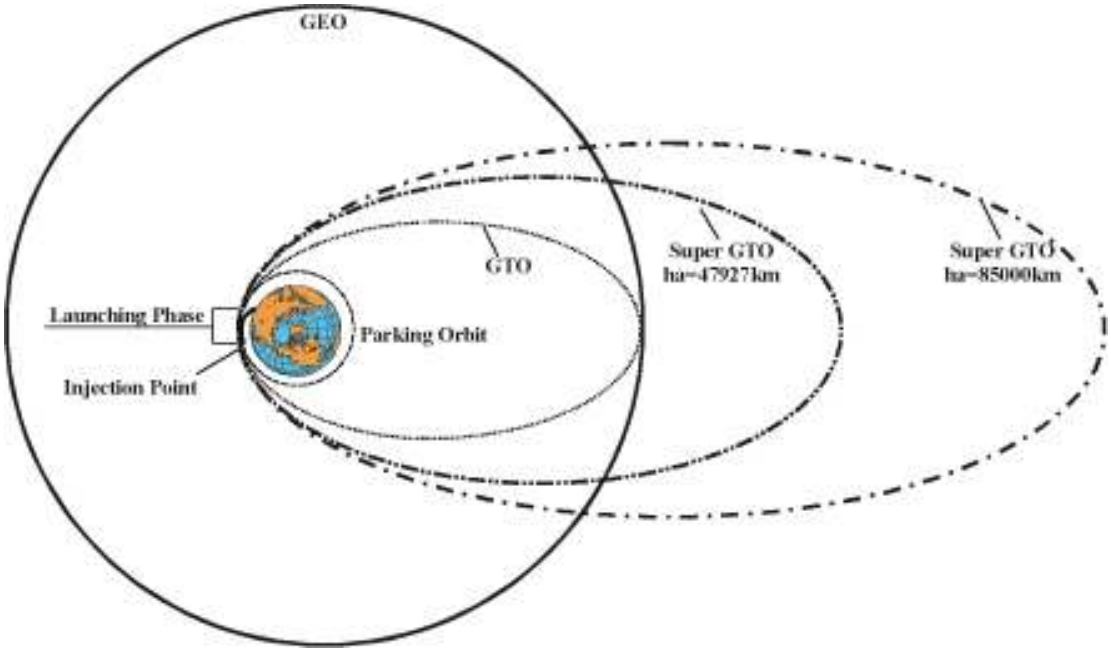


A atitude de voo do eixo do veículo lançador está definida na figura ao lado. O fabricante do satélite define o sistema de coordenadas do satélite. A relação ou orientação entre o veículo lançador e os sistemas do satélite serão determinados ao longo da coordenação técnica para projectos específicos.

Missões que podem ser realizadas pelo CZ-3B

O foguetão CZ-3B Chang Zheng-3B é um veículo potente e versátil que é capaz de levar a cabo as seguintes missões:

- Transportar cargas para órbitas de transferência para a órbita geossíncrona (GTO). Esta será a função primária do CZ-3B e o objectivo da sua concepção. Após a separação do CZ-3B, o satélite irá transferir-se da órbita GTO para a órbita geossíncrona GEO). Esta é a órbita operacional na qual o período orbital do satélite coincide com o período de rotação da Terra, 24 horas, e o plano orbital coincide com o plano do equador (ver figura em baixo);
- Injectar cargas numa órbita terrestre baixa (LEO) localizada abaixo de uma altitude média de 2.000 km;
- Injectar cargas em órbitas sincronizadas com o Sol (SSO). O plano destas órbitas encontra-se ao longo da direcção de rotação do eixo de rotação da Terra ou aponta para a rotação da Terra em torno do Sol. A velocidade angular do satélite é igual à velocidade angular média da Terra em torno do Sol.
- Lançar sondas espaciais para lá do campo gravitacional da Terra.



Performance do CZ-3B Chang Zheng-3B

No total já foram levadas a cabo 16 lançamentos do CZ-3B, tendo uma taxa de sucesso de 93,75% (ou 87,50% se assumirmos que o lançamento do Palapa-D foi um lançamento mal sucedido). O primeiro lançamento do CZ-3B teve lugar a 14 de Fevereiro de 1996 (1901UTC) quando o veículo Y1 tentou colocar em órbita o satélite Intelsat-708. Infelizmente o lançamento levado a cabo desde o Centro de Lançamento de Satélites de Xichang não foi bem sucedido devido a um problema no sistema de orientação do lançador que acabou por se despenhar 22 segundos após abandonar a plataforma de lançamento LC2, matando ou ferindo 59 pessoas.

Mais recentemente foi introduzida uma versão melhorada do CZ-3B com capacidade de carga GTO para os 5.500 kg. O CZ-3B/E tem basicamente a mesma configuração do CZ-3B exceptuando um estágio central mais alargado. O primeiro voo do CZ-3B/E teve lugar a 13 de Maio de 2007 e agora é a versão standard do lançador em utilização. A seguinte tabela mostra os lançamentos levados a cabo pelo CZ-3B/E:

Lançamento	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
2010-042	Y13	4-Set-10	16:14:04,227	ZX-6A Zhongxing-6A 'ChinaSat-6ª' (37150 2010-042A)
2011-026	Y20	20-Jun-11	16:13:04,358	ZX-10 Zhongxing-10 'ChinaSat-10' (37677 2011-026A)
2011-042	Y19	11-Ago-11	16:15:04,434	PakSat-1R (37779 2011-042A)
2011-047	Y16*	18-Set-11	16:33:03,621	ZX-1A Zhongxing-1A 'ChinaSat-1A' (37804 2011-047A)
2011-057	Y18	7-Out-11	08:21:04,348	Eutelsat-W3C (37836 2011-057A)
2012-014	Y22	31-Mar-12	10:27:04,438	Apstar-7 (38107 2012-014A)
2012-018	Y14**	29-Abr-12	20:50:03,968	Beidou-12 (Compass-M3) (38250 2012-018A) Beidou-13 (Compass-M4) (38251 2012-018B)
2012-028	Y17	26-Mai-12	15:56:04,241	ZX-2A Zhongxing-2A (38352 2012-028A)
2012-050	Y15**	18-Set-12	19:10:04,179	Beidou-14 (Compass-M5) (38774 2012-050A) Beidou-15 (Compass-M6) (38775 2012-050B)
2012-067	Y24	27-Nov-12	10:13:09,960	ZX-12 Zhongxing-12 / SupremeSAT-I (39017 2012-067A)

Esta tabela mostra os últimos dez lançamentos orbitais levados a cabo pelo foguetão CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E. Os lançamentos executados pela versão CZ-3B estão assinalados por *. Os lançamentos assinalados com ** utilizaram a versão GI adaptada ao lançamento de dois satélites. Todos os lançamentos são levados a cabo desde o Centro de Lançamentos de Satélites de Xichang, Plataforma de Lançamento LC2. Tabela: Rui C. Barbosa.

Descrição da missão do CZ-3B[11]

O CZ-3B é principalmente utilizado para missões para a órbita GTO, sendo a GTO standard recomendada ao utilizador do veículo. O CZ-3B coloca a carga numa GTO standard com os seguintes parâmetros a partir de Xichang: altitude do perigeu – 200 km; altitude do apogeu – 35.954 km, inclinação 28,5º; argumento do perigeu – 178º (estes parâmetros representam a órbita instantânea a quando da separação do satélite do terceiro estágio; A altitude do perigeu é equivalente a uma altitude real de 35.786 km na passagem do primeiro perigeu devido a perturbações causadas pela forma oblatada da Terra). Os quadros seguintes mostram a sequência de voo típica do CZ-3B Chang Zheng-3B.

[11] A discussão da performance do foguetão CZ-3B Chang Zheng-3B é baseada na assumpção de que o veículo é lançado desde o Centro de Lançamento de Satélites de Xichang tendo em conta as limitações relevantes no que diz respeito à segurança e requerimentos de rastreio a partir do solo; tem-se em conta que o azimute de lançamento é de 97,5º; a massa do adaptador de carga e do sistema de separação não estão incluídas na massa da carga; o terceiro estágio do CZ-3B transporta a quantidade suficiente de propolente para atingir a órbita pretendida com uma probabilidade superior a 99,73%; por altura da separação da carenagem de protecção o fluxo aerodinâmico é inferior a 1.135 W/m^2; e os valores das altitudes orbitais são determinados em relação a uma Terra esférica com um raio de 6.378 km.

Evento	Tempo de Voo (s)
Lançamento	0,0
Manobra de arfagem	11,0
Final da queima dos propulsores	140,1
Separação dos propulsores	141,6
Final da queima 1º estágio	157,5
Separação entre 1 / 2º estágio	159,0
Separação da carenagem	235,2
Final da queima do motor principal 2º estágio	339,4
Final da queima dos motores vernier 2º estágio	344,4
Separação entre 2º / 3º estágio; Primeira ignição 3º estágio	345,4
Final da primeira queima 3º estágio	628,6
Início da fase não propulsiva	632,1
Fim da fase não propulsiva / Segunda ignição 3º estágio	1276,1
Final da segunda queima 3º estágio / Início do ajustamento de velocidade	1470,5
Fim do ajustamento de velocidade	1490,5
Separação da carga	1570,5

Sequência de voo típica do foguetão CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E Tabela: Rui C. Barbosa.

Evento	Altitude de Voo (km)	Distância ao Solo (km)	Projecção Latitude (º)	Projecção Longitude (º)
Lançamento	1,8	0,000	28,2	102,0
Final da queima dos propulsores	55,7	79,2	28,0	102,8
Separação dos propulsores	57,0	82,5	28,0	102,9
Final da queima 1º estágio	70,7	121, 2	28,0	103,2
Separação entre 1 / 2º estágio	72,0	125, 3	28,0	103,3
Separação da carenagem	125, 2	356,9	27,6	105,6
Final da queima do motor principal 2º estágio	167,5	794,8	26,8	110,0
Final da queima dos motores vernier 2º estágio	169,2	820,7	26,8	110,2
Separação entre 2º / 3º estágio; Primeira ignição 3º estágio	169,5	825,9	26,8	110,3
Final da primeira queima 3º estágio	178,8	2552,6	22,4	126,7
Início da fase não propulsiva	178,7	2578,0	22,3	126,9
Segunda ignição 3º estágio	181,6	7248,1	3,4	165,6
Final da segunda queima 3º estágio	231,4	8852,2	-3,4	178,3
Fim do ajustamento de velocidade terminal	246,0	9041,3	-4,2	179,9
Separação da carga	331,2	9786,8	-7,1	-174,1

Parâmetros característicos da trajectória de voo típica do foguetão CZ-3B Chang Zheng-3B Tabela: Rui C. Barbosa.

As carenagens do CZ-3B

A carga está protegida por uma carenagem que a isola de várias interferências da atmosfera, que inclui correntes de ar de alta velocidade, cargas aerodinâmicas, aquecimento aerodinâmico e ruídos acústicos, etc., enquanto que o lançador ascende através da atmosfera. A carenagem proporciona assim à carga um bom meio ambiente.

O aquecimento aerodinâmico é absorvido ou isolado pela carenagem. A temperatura no interior da carenagem é controlada dentro dos limites estabelecidos. Os ruídos acústicos gerados por correntes de ar e pelos motores do lançador são reduzidos para níveis permitidos para a respectiva carga.

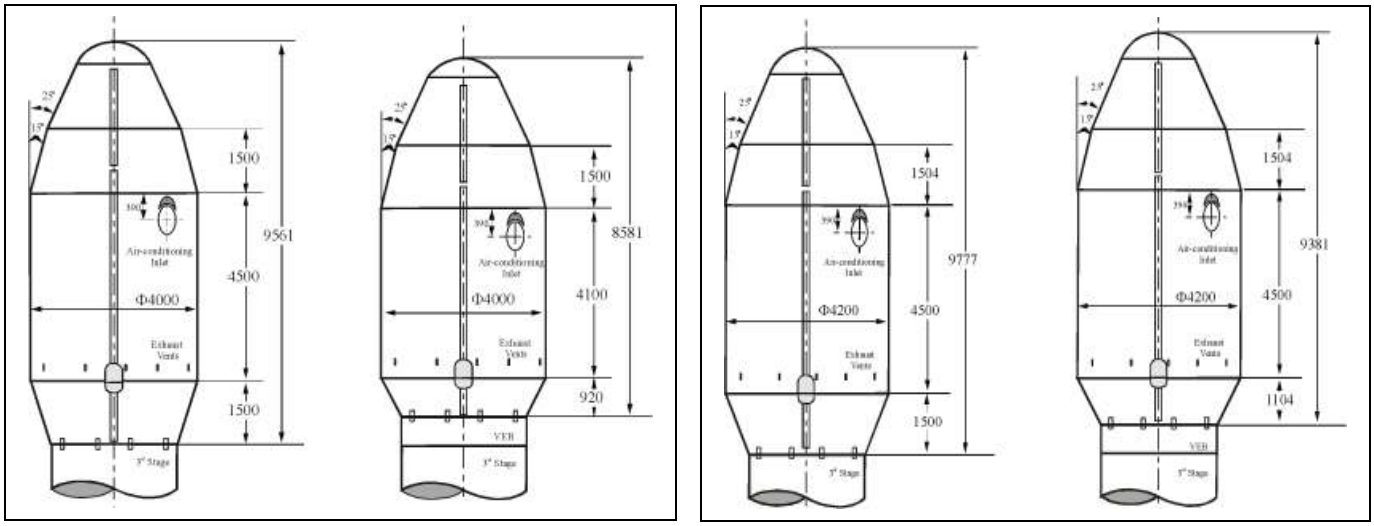
A carenagem é separado e ejectada quando o foguetão lançador voa fora da atmosfera. A altura exacta da separação da carenagem é determinada pelo requisito de que o fluxo de calor aerodinâmico na separação da carenagem seja inferior a 1.135 W/m^2.

Vinte e dois tipos de testes foram levados a cabo no desenvolvimento da carenagem do CZ-3B, incluindo testes em túneis de voo, testes térmicos, testes acústicos, testes de separação, testes de análise de modelos, testes de resistência, etc.

O CZ-3B Chang Zheng-3B proporciona quatro tipos distintos de carenagens: 4000F, 4000Z, 4200F e 4200Z, conforme referidas no seguinte quadro:

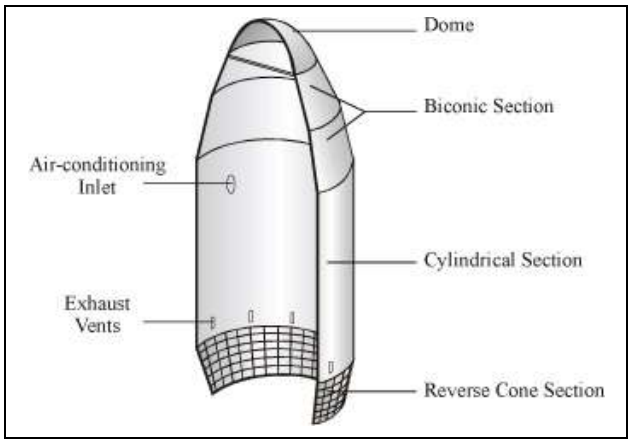
Designação	Descrição
3700Z	Diâmetro de 3.700 mm; a carenagem é montada em BS3.
4000F	Diâmetro de 4.000 mm; a carenagem é montada na plataforma de lançamento.
4200F	Diâmetro de 4.200 mm; a carenagem é montada na plataforma de lançamento. Usada só com o CZ-3B/E.
4200Z	Diâmetro de 4.200 mm; a carenagem é montada em BS3. Usada só com o CZ-3B/E.

A carenagem 4000F tem uma altura de 9,561 metros e suporta as interfaces de carga 937B, 1194, 1194A e 1666. A carenagem 4200F tem uma altura de 9.777 metros e suporta as interfaces de carga 1194A e 1666, tal como a carenagem 4200F que tem uma altura de 9,381 metros. A carenagem 3700Z tem um diâmetro externo de 3,700 metros, uma altura de 10,796 metros e é utilizada para os lançamentos duplos no CZ-3B, suportando os suporta as interfaces de carga 1194 e 1194A.



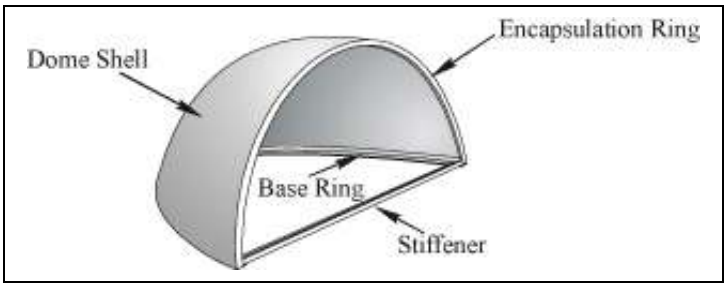
As carenagens utilizadas no foguetão CZ-3B Chang Zheng-3B: à esquerda as carenagens 4000F e 4000Z e à direita as carenagens 4200F e 4200Z.

O volume estático da carenagem é a limitação física das dimensões máximas da configuração da carga a transportar. O volume estático é determinado pela consideração das deformações estimadas a nível dinâmico e estático do conjunto carenagem / carga por uma variedade de interferências durante o voo. Os volumes variam com diferentes tipos de carenagem e adaptadores de carga. Pode-se permitir que algumas saliências na carga possam exceder o volume estático máximo (Φ3650 ou Φ3850) da secção cilíndrica da carenagem.



As estruturas das carenagens referidas são muito similares. Consistem numa abóbada, secção bicónica, secção cilíndrica e uma secção cónica invertida.

A abóbada é um corpo semi-esférico com um raio de 1 metros, uma altura de 0,661 metros e um diâmetro de base de 1,890 metros. Consiste numa concha abobadada, um anel de base, um anel em encapsulamento e reforços.



A concha abobadada é uma estrutura em fibra de vidro com uma espessura de 8 mm. O anel de base, anel de encapsulamento e reforço são fabricados em ligas de alumínio de alta resistência. Uma cintura à base de borracha de sílica cobre o exterior da linha de divisão e um cinturão de borracha está comprimido entre as duas metades. Os cinturões de isolamento exterior e interior impedem a corrente de ar de entrar na carenagem durante o voo.

A parte superior da secção bicónica é um cone de 25º com uma altura de 1,400 metros e a parte inferior é um cone de 15º com uma altura de 1,500 metros. A parte superior e a parte inferior estão interligadas. O diâmetro do anel superior é de 1,890 metros e o diâmetro do anel inferior é de 4,000 metros.

A estrutura da secção cilíndrica é idêntica à da secção bicónica, isto é tem uma constituição em favos de mel de alumínio. Existem duas entradas de ar condicionado na parte superior da secção cilíndrica e 10 saídas de exaustão com uma área total de 191 cm^2 na parte inferior.

A secção cónica invertida é uma estrutura reforçada monocoque. É composta por um anel superior, um anel intermédio, reforços inferiores longitudinais e cobertura com tratamento químico. Para as carenagens 4000F e 4200F, estão disponíveis portas de acesso nesta secção. Para as carenagens 4000Z e 4200Z não existem portas de acesso.

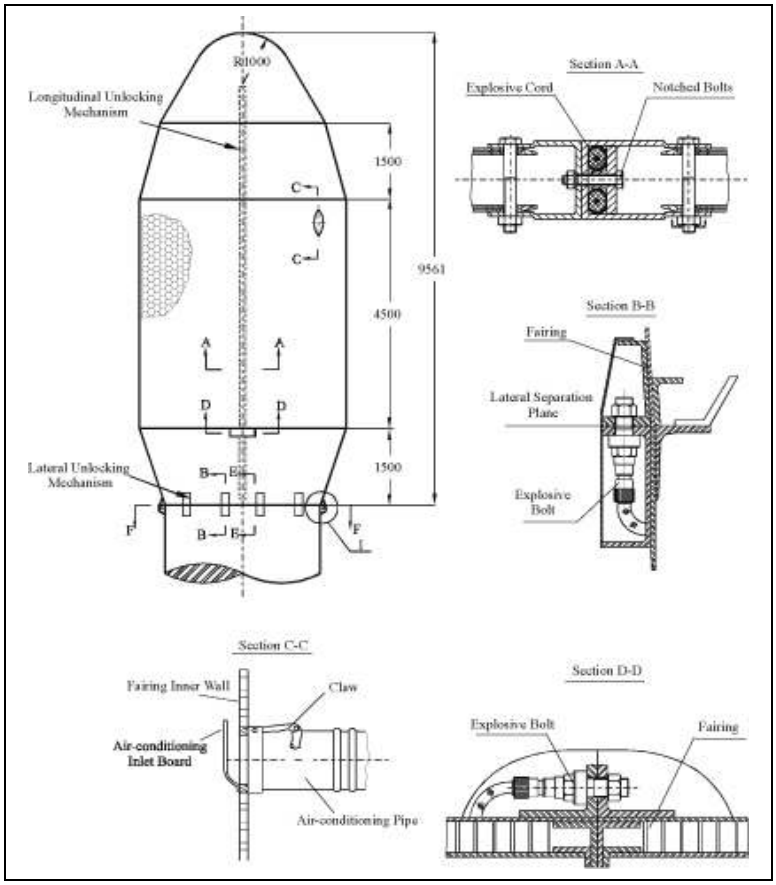
A superfície exterior da carenagem, especialmente a superfície da abóbada e da secção bicónica, sofre um aquecimento devido à corrente de ar a alta velocidade durante o lançamento. Deste modo, são adoptadas medidas que evitam o aquecimento para garantir que a temperatura na superfície interior seja inferior a 80ºC.

A superfície exterior da secção bicónica e da secção cilíndrica são cobertas por um painel de cortiça especial. O painel na secção bicónica tem uma espessura de 1,2 mm e na secção cilíndrica tem uma espessura de 1,0 mm.

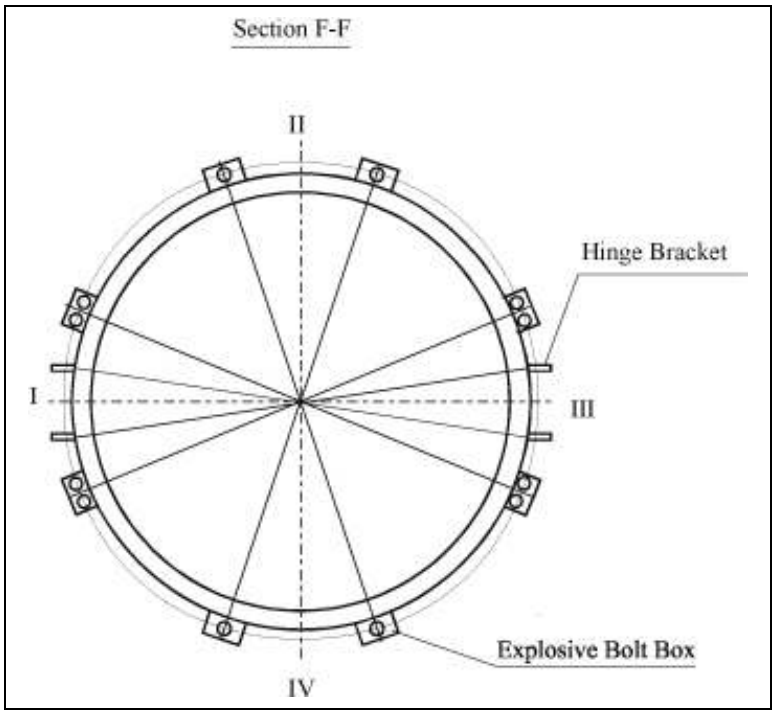
O mecanismo de separação e ejecção da carenagem consiste em mecanismos de abertura laterais, mecanismo de abertura longitudinal e mecanismo de separação. Para as carenagens 4000F e 4200F o anel na base da carenagem está ligado com a secção curta dianteira do tanque criogénico do terceiro estágio por doze parafusos explosivos não contaminantes. Para as carenagens 4000Z e 4200Z a base do anel na carenagem está ligado com o topo da secção de equipamento por parafusos explosivos não contaminantes. A fiabilidade de um parafuso explosivo é de 0,9999.

O plane de separação longitudinal da carenagem é o quadrante II-IV (XOZ). O mecanismo de abertura longitudinal consiste em parafusos entalhados, mangueiras, mangueiras com cordas explosivas e detonadores, suportes dos detonadores e dois parafusos explosivos. Duas mangueiras de aço percorrem a linha de separação da carenagem. Dois detonadores não sensíveis estão fixados a cada extremidade das cordas explosivas. A quando da separação, os dois parafusos não contaminantes são detonados e cortados. Os detonadores fazem as cordas explosivas entrar em ignição, gerando-se gás a alta pressão o que leva à expansão das mangueiras de aço e à quebra dos parafusos entalhados. Nesta sequência, a carenagem separa-se em duas metades. O gás gerado fica selado nas mangueiras de aço, não havendo assim contaminação da carga.

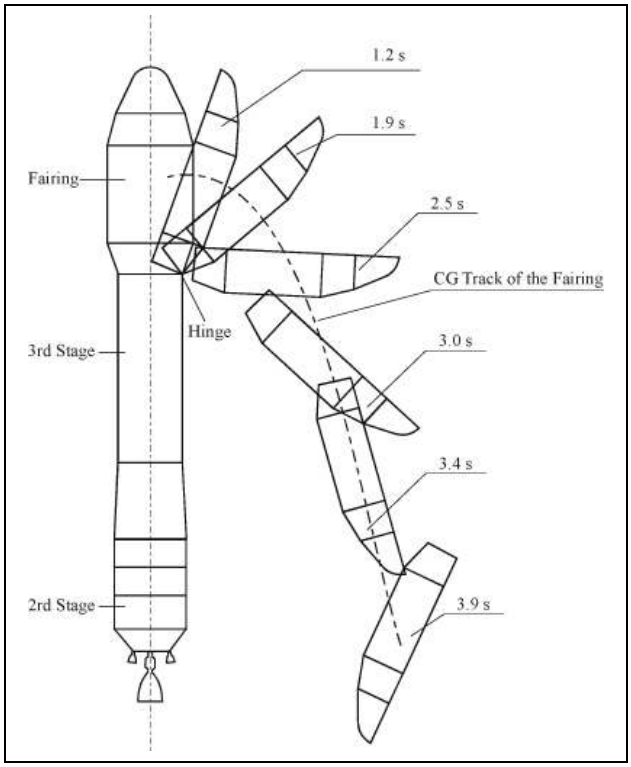
Uma das duas cordas explosivas pode ser detonada apenas se um dos quatro detonadores é accionado. Se uma das cordas explosivas é accionada, todos os parafusos entalhados podem ser quebrados, isto é a carenagem pode separar-se. Assim, a fiabilidade da separação longitudinal é muito elevada.



Em cima: Mecanismo de separação da carenagem.
Em baixo: Distribuição dos parafusos explosivos de separação lateral.



O mecanismo de separação da carenagem é composto por dobradiças e molas. Cada metade da carenagem é suportada por duas dobradiças que se localizam no quadrante I e III. Existem seis molas de separação colocadas em cada metade da carenagem; o máximo de força exercida por cada mola é de 37,8 kN. Após a abertura da carenagem, cada metade roda em torno de uma dobradiça. Quando a taxe de rotação da metade da carenagem é superior a 18º/s, a carenagem é ejectada. O processo cinemático é exemplificado na figura em baixo.



Podem ser incorporadas na secção bicónica da carenagem e na secção cilíndrica janelas transparentes às radiofrequências RF para fornecer ao satélite a capacidade de transmissão através da carenagem de acordo com as necessidades do utilizador. As janelas transparentes RF são fabricadas em fibra de vidro na qual a taxa de transparência é indicada na tabela em baixo.

Frequencia (GHz)	Perda (dB)	Taxa Transparência
0,4	-0,25	0,94
4	-0,47	0,89
8	-0,52	0,88
10	-1,63	0,68
13	-1,4	0,72
15	-2,73	0,53
17	-4,11	0,38

Podem ser proporcionadas portas de acesso à secção cilíndrica para permitir um acesso limitado ao satélite após a colocação da carenagem. Algumas áreas da carenagem não podem ser seleccionadas para a localização das janelas de radiofrequência RF.

O Complexo de Lançamento

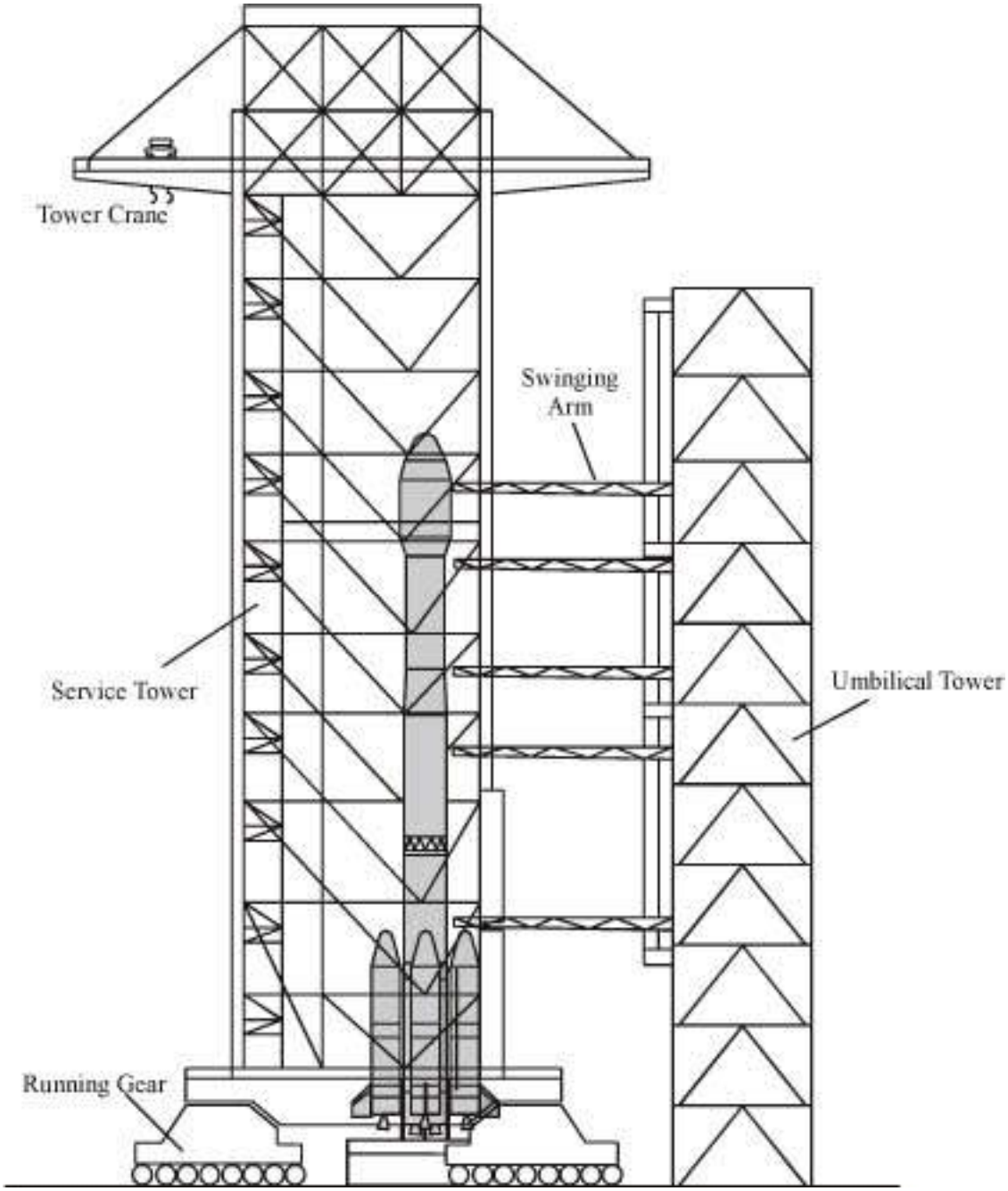
O complexo de lançamento LC2 para o foguetão Chang Zheng-3B no Centro de Lançamento de Satélites em Xichang, inclui a plataforma de lançamento, torre de serviço, torre umbilical, centro de controlo de lançamento, sistemas de abastecimento, sistemas de fornecimento de gás, sistemas de fornecimento de energia, torres de protecção contra relâmpagos, etc. Um desenho esquemático do complexo de lançamento em Xichang é apresentado na figura seguinte.

A torre de serviço é composta pela torre do guindaste, equipamento movível, plataformas, elevadores, sistema de distribuição e fornecimento de energia, condutas de abastecimento para armazenamento do propolente, detectores de incêndio e extintores. Esta torre tem uma altura de 90,60 metros. No topo da torre existem dois guindastes. A altura de levantamento efectiva é de 85 metros. A capacidade de carga é de 20.000 kg (guincho principal) e 10.000 kg (guincho suplente). Existem dois elevadores (com uma capacidade de 2.000 kg) para a elevação de pessoal e equipamentos. A torre tem plataformas para operações de verificação e operações de teste do foguetão lançador e da sua carga. A parte superior da torre é uma área limpa com ambiente controlado. O nível de limpeza é de Classe 100.000 e as temperaturas na área de operação do satélite encontram-se entre os 15 ºC e os 25 ºC. A acoplagem entre a carga e o veículo lançador, teste do satélite, encapsulamento da carenagem e outras actividades são levadas a cabo nesta área. Um guindaste superior telescópico está equipado para levar a cabo estas operações. Este guindaste pode rodar num ângulo de 180º e a sua capacidade é de 8.000 kg.

Na torre de serviço, a Sala 812 é exclusivamente preparada para a carga. No seu interior é fornecida uma corrente eléctrica de 60Hz UPS (Fase 120V, 5kW). A resistência é menos de 1Ω. A área desta sala é de 8 m^2. Para além de um sistema de hidratação, a torre de serviço está também equipada com pó extintor e extintores 1211.

A torre umbilical serve para fornecer ligações eléctricas, condutas de gás, condutas líquidas, bem como as ligações para o satélite e para o foguetão lançador. A torre tem um sistema de braço amovível, plataformas e condutas de abastecimento criogénico. O abastecimento do lançador é levado a cabo através das condutas criogénicas. A torre umbilical também está equipada com sistemas de ar condicionado para a carga e carenagem, um sistema RF, sistemas de comunicações, plataformas rotativas, sistemas de extinção de incêndios, etc. Os cabos de fornecimento de energia são conectados ao satélite e ao lançador através desta torre umbilical. As condutas do ar condicionado são ligadas à carenagem também através desta torre para fornecer ar limpo. A limpeza do ar condicionado é de Classe 100.000 e a temperatura encontra-se entre os 15ºC e os 25ºC, com uma humidade entre 35% e 55%. A Sala 722 da torre umbilical é exclusivamente preparada para a carga. A sua área é de 8m^2 e no seu interior é fornecida uma corrente eléctrica de 60Hz/50Hz UPS (Fase 120V/220V/15A). A resistência é menos de 1Ω.

Na página seguinte encontra-se um esquema do Complexo de Lançamento LC2 do Centro de Lançamento de satélites de Xichang.



Centro de Controlo de Lançamento

O Centro de Controlo de Lançamento (CCL) é uma estrutura em fortim capaz de resistir a uma explosão violenta. As operações levadas a cabo na torre (tais como testes antes do lançamento, abastecimento, operações de lançamento) do foguetão lançador são controladas desde o CCL. O controlo de lançamento do satélite também pode ser levado a cabo no CCL. A sua área de construção é de 1.000 m^2.

O CCL inclui as salas de teste do veículo lançador, salas de teste dos satélites, sala de controlo de abastecimento, sala de controlo de lançamento, sala de informação para o director de missão, sistema de ar condicionado, passagens de evacuação, etc. Todo o CCL recebe ar condicionado.

Existem duas salas para o teste dos satélites e cada uma tem uma área de 48,6 m^2. a temperatura no interior das salas é de 20ºC com variação máxima e mínima de 5ºC. A humidade relativa é de 75%. Em cada sala existem painéis de distribuição de energia 380V/220V, 50Hz e 120V/220V, 60Hz. A resistência é menos de 1Ω. O satélite é conectado com o equipamento de controlo no interior da sala de teste através de cabos umbilicais.

Estão disponíveis no interior das salas sistemas de telefone e de monitorização, bem como na torre e nos restantes locais.

Centro de Controlo e Comando da Missão

O Centro de Controlo e Comando da Missão (CCCM) está localizado a 7 km do local de lançamento. Todo o edifício inclui duas partes: uma é a zona de comando e controlo e a outra é a zona de computação. A zona de comando e controlo consiste em duas áreas: a área de comando e a área de segurança. Em torno da primeira zona encontram-se salas de operação e escritórios. Existem uma sala de visitas no segundo andar e os visitantes podem observar o lançamento em ecrãs de televisão. Existem sistemas de televisão por cabo parta os visitantes.

O CCCM tem como funções comandar todas as operações das estações de rastreio e monitorizar a performance e estado do equipamento, levar a cabo o controlo de segurança após o lançamento, obter informações sobre os parâmetros de localização do lançador a partir de estações e processar estes dados em tempo real, fornecer a aquisição e obter dados para as estações de rastreio e para o Centro de Controlo de Satélites em Xi'an, fornecer informações à equipa de controlo e levar a cabo o processamento de dados após a missão.

O CCCM possui um sistema de computadores a funcionar em tempo real; um sistema de comando e controlo; levar a cabo a monitorização e fornecimento de controlo, computadores sistemas de conversão D/A e A/D, sistemas de televisão, sistemas de gravação de dados e sistemas de telecomando; sistemas de comunicação, sistemas de temporização e transmissão de dados, e equipamento de impressão e revelação de filme.

Centro de Controlo, Telemetria e Detecção

O Centro de Controlo, Telemetria e Detecção (CCTD) do Centro de Lançamento de Satélites de Xichang e o CCTD do Centro de Controlo de Satélites de Xi'an, formam uma rede de Controlo, Telemetria e Detecção para cada missão. O CCTD do Centro de Lançamento de Satélites de Xichang consiste na estação de rastreio de Xichang, na estação de rastreio de Yibin e na estação de rastreio de Guiyang. O CCTD do Centro de Controlo de Satélites de Xi'an consiste na estação de rastreio de Weinan, na estação de rastreio de Xiamen e nos navios de instrumentação.

O Centro de rastreio de Xichang inclui equipamentos ópticos, radar, telemetria e telecomando. É responsável pela medição e processamento dos dados de voo do foguetão lançador e também pelo controlo da zona de segurança. Os dados recebidos e gravados pelo sistema do CCTD são utilizados para o processamento e análise após a missão.

As principais funções do CCTD são o registo dos dados iniciais de voo em tempo real, medição da trajectória do veículo lançador; recepção, gravação, transmissão e processamento dos dados e telemetria do foguetão lançador e do satélite; tomar decisões relativas à segurança; e computar o estado de separação entre o satélite e o lançador e respectivos parâmetros de injecção.

Após o lançamento o foguetão é imediatamente seguido pelo equipamento óptico, de telemetria e por radares em torno do local de lançamento. Os dados recebidos são enviado para CCCM. Estes dados serão inicialmente processados e enviados para as estações respectivas. Os computadores das estações recebem estes dados e levam a cabo a conversão de coordenadas, utilizando esses dados como dados para orientar o sistema do CCTD para obter e seguir o alvo.

Após a detecção do alvo, os dados medidos são enviados para os computadores na estação e para o CCCM para serem processados. Estes dados processados são utilizados para o controlo da segurança do voo. Os resultados das computações são enviados para o Centro de Lançamento de Satélites de Xichang e para o Centro de Controlo de Satélites de Xi'an em tempo real através de linhas de transmissão de dados.

Em caso de falha durante as fases de voo do primeiro ou segundo estágio, o oficial de segurança tomará uma decisão tendo por base os critérios de segurança.

A injecção orbital da carga é detectada pelos navios de rastreio e enviada para o Centro de Controlo de Satélites de Xi'an. Os resultados são enviados para o CCCM de Xichang para processamento e monitorização.

O pré-arrefecimento dos motores do terceiro estágio é iniciado a T-22m, e entre T-15m e T-10m procede-se à separação do sistema umbilical da carga, com esta a começar a utilizar a sua bateria interna para o fornecimento de energia. Os sistemas de telemetria e de rastreamento são activados e as condutas de abastecimento do terceiro estágio são removidas a T-4m. Os sistemas de fornecimento de gás ao terceiro estágio são desconectados a T-2m e a T-1m 30s procede-se à transferência da energia do sistema de controlo com o lançador a utilizar as suas fontes internas de energia. A T-60s procede-se à separação dos sistemas umbilicais do sistema de controlo e do sistema de telemetria e rastreio. Nesta altura os braços umbilicais são colocados na posição de lançamento.

A T-11s (1013:15UTC) o foguetão inicia uma manobra para se colocar na trajectória de voo correcta. A queima dos quatro propulsores laterais termina a T+2m 20s (1015:24UTC), separando-se pelas T+2m 22s (1015:26UTC). O final da queima do primeiro estágio ocorre a T+2m 38s (1015:42UTC), separando-se do segundo estágio a T+2m 39s (1015:43UTC) que entretanto entra em ignição. A separação das duas metades da carenagem de protecção ocorria a T+3m 55s (1016:59UTC).

Lançamento do Zhongxing-12

Os preparativos para o lançamento do Zhongxing-12 decorreram sem problemas com o lançamento agendado para 22 de Novembro de 2012. No entanto, a poucas horas do início da missão foram detectados problemas técnicos durante a fase de abastecimento do segundo estágio do foguetão CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E (Y24) na Plataforma de Lançamento LC2. O lançamento decorreria sem qualquer problemas no dia 27 de Novembro com a ignição dos motores do primeiro estágio do lançador a ter lugar às 1013:03,960UTC.

O abastecimento do terceiro estágio com oxigénio líquido inicia-se a T-7h, seguindo-se a T-5h o abastecimento do hidrogénio líquido. A T-2h procede-se á activação do sistema de controlo do lançador e à realização dos respectivos testes funcionais. O sistema de telemetria do lançador é activado a T-1h 20m, seguindo-se os seus testes funcionais. O fornecimento de ar condicionado à carga é finalizado a T-45 m, procedendo-se à remoção da conduta de ar condicionado.

A T-40m os dados de voo são introduzidos no computador de bordo, seguindo-se a verificação dos dados. Ainda nesta altura são removidos os sistema de fornecimento de gás aos dois primeiros estágios e aos quatro propulsores laterais de combustível líquido.

O final da queima do motor principal do segundo estágio ocorreu a T+5m 39s (1018:43UTC) com os motores vernier a continuar a funcionar até T+5m 44s (1018:48UTC). A separação entre o segundo e o terceiro estágio ocorria um segundo mais tarde com o terceiro estágio a iniciar a sua primeira queima que terminaria a T+10m 29s (1023:33UTC). Pelas 1023:36UTC o conjunto iniciava uma fase não propulsionada entrando numa órbita preliminar a partir da qual iria iniciar a segunda queima a T+21m 16s (1034:20UTC) que terminaria a T+24m 31s (1037:35UTC) ao mesmo tempo que iniciava uma manobra de ajustamento de velocidade com uma duração de cerca de 20 segundos. A separação do Zhogxing-12 teria lugar a T+26m 11s (1039:15UTC). O satélite utilizaria depois os seus próprios meios de propulsão para atingir a órbita geossíncrona.

These babies
miss their mother.
Is she on your back?
PLEASE, DON'T WEAR FUR!
PETA
People for the Ethical Treatment of Animals • 757-622-PETA • FurIsDead.com

Quadro de Lançamentos Recentes

A seguinte tabela lista os lançamentos orbitais levados a cabo nos meses de Outubro e Novembro de 2012. Por debaixo de cada satélite está referida uma sequência de quatro números que indica respectivamente o apogeu orbital (km), perigeu orbital (km), a inclinação orbital em relação ao equador terrestre (º) e o período orbital (minutos). Estes dados foram fornecidos pelo *Space Track* e são os dados mais recentes para cada veículo à altura da edição deste número do Boletim Em Órbita.

Data	UTC Local	Des. Int.	NORAD	Designação Peso (kg)	Lançador
04 Out.	1210:00	2012-053A	38833	USA-239 (GPS-IIF-3)	Delta-IVM+(4,2)
	Cabo Canaveral AFS, SLC-37B				
(20193 / 20172 / 54,97 / 718)					
08 Out.	0035:07	2012-054A	38846	Dragon CRS-1	Falcon-9 v1.0 (F-4)
	Cabo Canaveral AFS, SLC-41				
(425 / 402 / 51,65 / 92,83) – Regressou à Terra a 28 de Outubro de 2012					
			38847	Orbcomm-OG2	
(204 / 145 / 51,65 / 87,98) – Reentrou na atmosfera terrestre a 10 de Outubro de 2012					
12 Out.	1815:01	2012-055A	38857	Galileo-FM3 'David'	Soyuz-STB/Fregat-MT (Б15000-002/1031/VS03)
	CSG Kourou, ZLS			700	
(23226 / 23218 / 55,31 / 844,71)					
			38858	Galileo-FM4 'Sif'	
(23224 / 23220 / 55,31 / 844,69)				700	
14 Out.	0325:05	2012-056A	38860	SJ-9 Shijian-9A	CZ-2C Chang Zheng-2C/SMA (Y2)
	Taiyuan, LC9				
(652 / 620 / 97,99 / 97,44)					
			38861	SJ-9 Shijian-9B	
(651 / 622 / 97,99 / 97,45)					
14 Out.	0837:00	2012-057A	38867	Intelsat-23	8K82KM Proton-M/Briz-M (93526/99534)
	Baikonur, LC81 PU-24			2.681	
(35796 / 35778 / 0,02 / 1436,14)					
23 Out.	1051:11	2012-058A	38871	Soyuz TMA-06M	11A511U-FG Soyuz-FG (Л15000-044)
	Baikonur, LC31 PU-6			7.220	
(423 / 400 / 51,65 / 92,79) – Permanece acoplado à ISS					
25 Out.	1533:04	2012-059A	38953	Beidou-16 (Compass-G6)	CZ-3C Chang Zheng-3C (Y10)
	Xichang, LC2			2.300	
(35798 / 35776 / 1,74 / 1436,13)					
31 Out.	0741:18	2012-060A	38975	Progress M-17M (ISS-49P)	11A511U Soyuz-U (Л15000-136)
	Baikonur, LC1 PU-5			7.290	
(423 / 400 / 51,65 / 92,79) – Permanece acoplado à ISS					
02 Nov.	2104:00	2012-061	38977	Luch-5B	8K82KM Proton-M/Briz-M (93532/99533)
	Baikonur, LC81 PU-24			1.282	
(35802 / 35772 / 0,23 / 1436,13)					
		2012-061	38978	Yamal-300K	
(35866 / 35693 / 0,14 / 1435,76)				1.640	
10 Nov.	2105:00	2012-062A	38991	Star One-C3	Ariane-5ECA (VA210/L566)
	CSG Kourou, ELA3			3.225	
(35794 / 35780 / 0,05 / 1436,11)					
		2012-062B	38992	Eutelsat-21B/W6A	
(35878 / 35869 / 0,08 / 1440,55)				5.012	
14 Nov.	1142:46	2012-063A	38995	Meridian-6	14A14-1A Soyuz-2-1A/Fregat (77046267/1034)
	GIK-1 Plesetsk, LC43/4				
(39332 / 1023 / 62,84 / 717,78)					
18 Nov.	2253:05	2012-064A	38997	HJ-1C Huanjing-1C	CZ-2C Chang Zheng-2C (Y17)
	Taiyuan, LC9			890	
(504 / 486 / 97,35 / 94,52)					
		2012-064B	38998	FN-1 Fengniao-1A	
(501 / 486 / 97,35 / 94,48)				130	
		2012-064		FN-1 Fengniao-1B	
				30	
		2012-064C	38999	XY-1 Xiyan-1	
				140	
(502 / 487 / 97,35 / 94,5)					

20 Nov.	1831:00	2012-065A	39008	EchoStar-16	8K82KM Proton-M/Briz-M (93533/99528)
	Baikonur, LC200 PU-39			6.258	
(35796 / 35779 / 0,02 / 1436,14)					
25 Nov.	0406	2012-066A	39011	YG-16 Yaogan Weixing-16A	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y9)
	Jiuquan, LC43 603				
(1090 / 1079 / 63,38 / 106,93)					
		2012-066B	39012	YG-16 Yaogan Weixing-16B	
(1091 / 1078 / 63,38 / 106,93)					
		2012-066C	39013	YG-16 Yaogan Weixing-16C	
(1081 / 1032 / 63,38 / 106,33)					
27 Nov.	1013:04	2012-067A	39017	ZX-12 Zhongxing-12 / SupremeSAT-I	CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E (Y24)
	Xichang, LC2			5.054	
(35790 / 35784 / 0,04 / 1436,1)					

Outros Objectos Catalogados

A tabela indica os objectos catalogados em órbita no mês de Novembro de 2012.

Data Lançamento	Des. Int.	NORAD	Designação	Veículo Lançador	Local de Lançamento
10 Novembro	2012-062C	38993	ESC-A (L566)	Ariane-5ECA (VA210/L566)	CSG Kourou, ELA3
10 Novembro	2012-062D	38994	Sylda-5 (L566)	Ariane-5ECA (VA210/L566)	CSG Kourou, ELA3
14 Novembro	2012-063B	38996	Fregat (1034)	14A14-1A Soyuz-2-1A/Fregat (77046267/1034)	GIK-1 Plesetsk, LC43/4
18 Novembro	2012-064D	39000	L-35 (Y17)	CZ-2C Chang Zheng-2C (Y17)	Taiyuan, LC9
17 Maio	2012-025J	39002	(Destroço)	H-2A/202 (F21)	Tanegashima, Yoshinobu LP1
São catalogados 6 objectos resultantes deste lançamento					
17 Maio	2012-025P	39007	(Destroço)	H-2A/202 (F21)	Tanegashima, Yoshinobu LP1
20 Novembro	2012-065B	39009	Briz-M (99535)	8K82KM Proton-M/Briz-M (93534/99535)	Baikonur, LC81 PU-24
20 Novembro	2012-065C	39010	Tanque Briz-M (99535)	8K82KM Proton-M/Briz-M (93534/99535)	Baikonur, LC81 PU-24
25 Novembro	2012-066D	39014	Últ. Estágio CZ-4C	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y9)	Jiuquan, 603
25 Novembro	2012-066E	39015	(Destroço)	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y9)	Jiuquan, 603
25 Novembro	2012-066F	39016	(Destroço)	CZ-4C Chang Zheng-4C (Y9)	Jiuquan, 603
27 Novembro	2012-067B	39018	H-18 (Y24)	CZ-3B/E Chang Zheng-3B/E (Y24)	Xichang, LC2

Regressos / Reentradas

A tabela indica os satélites que reentraram na atmosfera ou regressaram no mês de Novembro de 2012. Estas informações são cedidas pelo *Space Track*. Ree: reentrou na atmosfera terrestre; Reg: regressou após a missão.

Data	Status	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Data Lançamento	Local Lançamento	D. Órbita
01 Nov.	Ree.	2011-050D	37833	(Destroço)	H-2A/202 (F-19)	23 Setembro	Tanegashima, Yoshinubo LP1	416
01 Nov.	Ree.	2012-044CJ	38949	(Destroço) Briz-M (99532)	8K82KM Proton-M/Briz-M (93531/99532)	06 Agosto	Baikonur, LC81 PU-24	87
02 Nov.	Ree.	1975-052DT	21435	(Destroço)	Delta-2910 (595/D111)	12 Junho	Vandenberg AFB, SLC-2W	13658
02 Nov.	Ree.	1993-014BB	35352	(Destroço)	15Zh58 Start-1	25 Março	GNIIP Plesetsk, LC158	7162
02 Nov.	Ree.	2012-060B	38976	Blok-I	11A511U Soyuz-U (Л15000-136)	31 Outubro	Baikonur, LC1 PU-5	2
04 Nov.	Ree.	1999-025AXF	30869	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4927
05 Nov.	Ree.	1978-100AP	20010	(Destroço)	11K68 Tsyklon-3	26 Outubro	NIIP-53 Plesetsk, LC32/2	12429
05 Nov.	Ree.	2009-028F	35006	Últ. Estágio	Minotaur-1 (SLV-8)	19 Maio	Wallops Island, LA-0B	1266
07 Nov.	Ree.	2004-029C	29518	(Destroço)	CZ-2C Chang Zheng-2C/SM (Y2)	25 Julho	Taiyuan, LC7	3027
08 Nov.	Ree.	1993-036BA	33089	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	7085
10 Nov.	Ree.	1993-036BUK	34549	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	7087
11 Nov.	Ree.	1965-108G	04476	(Destroço) Transtage-8	Titan-IIIC (3C-8)	21 Dezembro	Cabo Canaveral, LC41	17127
11 Nov.	Ree.	1999-025YG	30271	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4934
12 Nov.	Ree.	1999-025DSU	36171	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4935
13 Nov.	Ree.	1992-038A	22012	SAMPEX	Scout G-1 (S215C)	03 Julho	Vandenberg AFB, SLC-5	7438

13 Nov.	Ree.	1992-093JJ	26979	(Destroço)	11K77 Zenit-2 (67033306)	25 Dezembro	GIK-5 Baikonur, LC45 PU-1	7263
13 Nov.	Ree.	2012-001G	38320	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (Y26)	09 Janeiro	Taiyuan, LC9	309
14 Nov.	Ree.	1999-057AH	26145	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (Y1)	14 Outubro	Taiyuan, LC7	4780
14 Nov.	Ree.	1999-025DDQ	33631	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4937
14 Nov.	Ree.	1993-036CP	33846	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	7091
14 Nov.	Ree.	1998-017C	37575	(Destroço) SPOT-4	Ariane-40 (V107/L477)	24 Março	CSG Kourou, ELA2	5349
15 Nov.	Ree.	1970-025JP	05133	(Destroço)	SLV-2G Agena-D (553 / TA13)	08 Abril	Vandenberg AFB, SLC-2E	15562
15 Nov.	Ree.	1999-025FH	29863	(Destroço) Fengyun-1C	CZ-4B Chang Zeng-4B (Y2)	10 Maio	Taiyuan, LC1	4938
15 Nov.	Ree.	1997-051VB	36020	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	14 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	5541
16 Nov.	Ree.	1997-051JA	34533	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	14 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	5542
16 Nov.	Ree.	2012-044DH	38974	(Destroço) Briz-M (99532)	8K82KM Proton-M/Briz-M (93531/99532)	06 Agosto	Baikonur, LC81 PU-24	102
17 Nov.	Ree.	1979-058J	25835	(Destroço) Cosmos 1109	8K78M Molniya-M/L (76038512)	27 Junho	NIIP-53 Plesetsk, LC41/1	12197
17 Nov.	Ree.	2001-049DE	27158	(Destroço)	PSLV-C3	22 Outubro	Satish Dawan SHAR, PSLV	4044
17 Nov.	Ree.	2012-044BT	38934	(Destroço) Briz-M (99532)	8K82KM Proton-M/Briz-M (93531/99532)	06 Agosto	Baikonur, LC81 PU-24	101
18 Nov.	Ree.	1993-036RL	34419	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	7095
18 Nov.	Ree.	1993-036YJ	34688	(Destroço) Cosmos 2251	11K65M Kosmos-3M (47135-601)	16 Junho	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	7095
19 Nov.	Reg.	2012-037A	38671	Soyuz TMA-05M	11A511U-FG Soyuz-FG (Л15000-042)	15 Julho	Baikonur, LC1 PU-5	127
20 Nov.	Ree.	2009-041G	35687	(Destroço)	15A18 Dnepr-1 (5107681113)	29 Julho	Baikonur, LC109/95	1210
20 Nov.	Ree.	2012-056F	38865	(Destroço)	CZ-2C Chang Zheng-2C/SMA (Y2)	14 Outubro	Taiyuan, LC9	37
20 Nov.	Ree.	2012-056G	38866	(Destroço)	CZ-2C Chang Zheng-2C/SMA (Y2)	14 Outubro	Taiyuan, LC9	37
20 Nov.	Ree.	2012-056H	38867	(Destroço)	CZ-2C Chang Zheng-2C/SMA (Y2)	14 Outubro	Taiyuan, LC9	37
21 Nov.	Ree.	1994-029GE	24131	(Destroço)	NB-52 (008) Pegasus/HAPS (005/F5)	19 Maio	Edwards AFB, RW04/22	6761
22 Nov.	Ree.	2001-029C	26865	ESC-A (L510)	Ariane-5G (V142/L510)	12 Julho	CSG Kourou, ELA3	4151
22 Nov.	Ree.	2012-040B	38731	H-18 (Y9)	CZ-3C Chang Zheng-3C (Y9)	25 Julho	Xichang, LC2	120
24 Nov.	Ree.	1998-067CM	38751	Sfera-53	11A511U-PBV Soyuz-U (Л15000-134)	01 Agosto	Baikonur, LC1 PU-5	115
25 Nov.	Ree.	1965-048P	26815	(Destroço) Transit 5B-6	Thor Ablestar (447 AB019)	24 Junho	Vandenberg AFB, 75-1-1	17321
29 Nov.	Ree.	1997-051XY	37563	(Destroço) Iridium-33	8K82K Proton-K/DM2 (39101/2L)	14 Setembro	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-23	5555

Lançamentos orbitais previstos para Dezembro de 2012 e Janeiro de 2013

Dia (UTC)	Lançador	Carga	Local
Dezembro			
02 (0205:50)*	Soyuz-ST-A/Fregat (Ш15000-001/1020/VS04)	Pléiades-1B	CSG Kourou, ZLS
03 (2043:59)*	Zenit-3SL/DM-SL (35/34L)	Eutelsat-70B	Oc. Pacífico, Odyssey
08 (1314:43)*	8K82KM Proton-M/Briz-M (93534/99535)	Yamal-402	Baikonur, LC81 PU-24
11 (1803:00)*	Atlas-V/501 (AV-034)	X-37B (OTV-3)	Cabo Canaveral AFS, SLC-41
12 (0049:46)*	Unha-3	Kwangmyongsong-3 (2)	Soahe
18 (1612:52)*	CZ-2D Chang Zheng-2D	Göktürk-2	Jiuquan, LC43 603
19 (1212:00)*	11A511U-FG Soyuz-FG (Л15000-040)	Soyuz TMA-07M	Baikonur, LC1 PU-5
19 (2130:00)	Ariane-5ECA (VA211)	Skynet-5D Mexsat-3	CSG Kourou. ELA3
Janeiro			
15	Rokot/Briz-KM (4926391831/72518)	14F132 Rodnik-S 14F132 Rodnik-S 14F132 Rodnik-S	GIK-1 Plesetsk, LC133/3
27	H-2A	IGS Radar-4 IGS Optical-5 demo (versão teste)	Tanegashima, Yoshinubo LP1
28	PSLV-C20	SARAL SAPPHIRE NEOSSat Can-X3b (TUGSAT-1) Can-X3a (UniBRITE) AAUSat-3	Satish Dawan SHAR, FLP
28	8K82KM Proton-M/Briz-M (93537/99538)	Anik-G1	Baikonur, LC200 PU-39
30	Atlas-V/401 (AV-036)	TDRS-K	Cabo Canaveral AFS, SLC-41
31	Zenit-3SL/DM-SL (??/35L)	Intelsat-27	Oc. Pacífico, Odyssey
??	14A14-1B Soyuz-2-1B (И15000-013)	Resurs-P1	Baikonur, LC31 PU-6

* Lançamento já efectuados a quando da edição deste número do Boletim Em Órbita.

Próximos Lançamentos Tripulados

Soyuz TMA-08M **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5** **2 Abril, 2013**	Pavel Vladimirovich Vinogradov (3) Alexander Alexandrovich Misurkin (1) Christopher John Cassidy (2) Oleg Valeriyevich Kotov Sergey Nikolayevich Ryazansky Michael Scott Hopkins	

29 de Maio de 2013 **Soyuz TMA-09M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Fyodor Nikolayevich Yurchikhin (4); Luca Salvo Parmitano (1); Karen LuJean Nyberg (2)
Mikhail Vladislavovich Tyurin; Richard Alan Mastracchio; Koichi Wakata

?? de Junho de 2013 **Shenzhou-10** **CZ-2F Chang Zheng-2F (Y10)** **Jiuquan, 921**
¿????; ¿????; ¿????
¿????; ¿????; ¿????

30 de Setembro de 2013 **Soyuz TMA-10M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Oleg Valeriyevich Kotov (3); Sergey Nikolayevich Ryazansky (1); Michael Scott Hopkins (1)
Alexander Vikentyevich Skvortsov; Oleg Germanovich Artemyev; Steven Ray Swanson

29 de Novembro de 2013 **Soyuz TMA-11M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Mikhail Vladislavovich Tyurin (3); Richard Alan Mastracchio (4); Koichi Wakata (4)
Maksim Viktorovich Surayev; Gregory Reid Wiseman; Alexander Gerst

31 de Março de 2014 **Soyuz TMA-12M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Alexander Vikentyevich Skvortsov (2); Oleg Germanovich Artemyev (1); Steven Ray Swanson (3)
Alexander Mikhailovich Samokutyayev; Elena Olegovna Serova; Barry Eugene Wilmore

?? de Maio de 2014 **Soyuz TMA-13M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Maksim Viktorovich Surayev (2); Gregory Reid Wiseman (1); Alexander Gerst (1)
?????; Samatha Cristoforetti; Terry Wayne Virts

?? de Setembro de 2014 **Soyuz TMA-14M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Alexander Mikhailovich Samokutyayev (2); Elena Olegovna Serova (1); Barry Eugene Wilmore (2)
Yuri Valentinovich Lonchavok; Mikhail Borisovich Korniyenko; Scott Joseph Kelly

?? de Novembro de 2014 **Soyuz TMA-15M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
?????; Samatha Cristoforetti (1); Terry Wayne Virts (2)
Cosmonauta russo; Kimiya Yui; ?????

30 de Março de 2015 **Soyuz TMA-16M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Yuri Valentinovich Lonchavok (4); Mikhail Borisovich Korniyenko (2); Scott Joseph Kelly (4)
Cosmonauta russo; Sergei Aleksandrovich Volkov; Astronauta dos EUA

?? de Junho de 2015 **Soyuz TMA-17M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Cosmonauta russo; Kimiya Yui; ?????
Cosmonauta russo; ?????; Astronauta dos EUA

?? de Outubro de 2015 **Soyuz TMA-18M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Cosmonauta russo; Cosmonauta russo; Astronauta dos EUA
Cosmonauta russo; Cosmonauta russo; Astronauta dos EUA

?? de Dezembro de 2015 **Soyuz TMA-19M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Cosmonauta russo; Astronauta da JAXA (?); Astronauta dos EUA
Cosmonauta russo; Astronauta da ESA (?); Astronauta dos EUA

?? de Março de 2016 **Soyuz TMA-20M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Cosmonauta russo; Cosmonauta russo; Astronauta dos EUA
Cosmonauta russo; Cosmonauta russo; Astronauta dos EUA

?? de Maio de 2016 **Soyuz TMA-21M** **11A511U-FG Soyuz-FG** **Baikonur, LC1 PU-5**
Cosmonauta russo; Thomas Pesquet (1) (?); Astronauta dos EUA
Cosmonauta russo; Astronauta da JAXA (?); Astronauta dos EUA

Lançamentos Suborbitais

A seguinte tabela **tenta fazer** uma listagem de todos os lançamentos suborbitais realizados. Entre os lançamentos que se pretende listar estarão os lançamentos de mísseis balísticos intercontinentais ou de outros veículos com capacidade de atingir a órbita terrestre mas que são utilizados em lançamentos suborbitais. A listagem é baseada em informação recolhida na rede informática mundial, através de pesquisa quase diária por parte do autor, e de múltipla informação recebida de várias fontes entre as quais se encontram as várias agências espaciais.

Esta lista estará sempre incompleta pois será quase impossível obter a informação de todos os lançamentos suborbitais realizados (por exemplo, muitos testes de mísseis balísticos podem ser secretos e a informação recebida poderá, quase de certeza, ser muito escassa).

Muitas vezes são realizados lançamentos suborbitais por foguetões sonda mas que não atingem altitudes orbitais. Estes lançamentos que não superam os 100 km de altitude, limite inferior do Espaço internacionalmente reconhecido, serão assinalados.

Os dados foram cedidos por Jonathan McDowell (http://www.planet4589.org/space/jsr/jsr.html), excepto onde assinalado (*).

Data	Hora	Nome	Lançador	Local	
03 Out.	0337		Prithvi-2	ITR Chandipur	
05 Out.	0555		Dhanudh	Odisha - Chandipur	
16 Out.			53T6		*
19 Out.	(?)		R-29R Volna	K-433, Mar de Okhotsk	
19 Out.	0912		Topol	GIK-1 Plesetsk	
24 Out.			E-LRALT	C-17, Wake I	
24 Out.			Terrier Oriole	Wake I	
24 Out.			SM-3	DDG-62, Kwajalein	
24 Out.			THAAD	Ilha de Meck	
24 Out.			??	MLP, Kwajalein	
24 Out.	1828		Topol-M2	GTsP-4 Kapustin Yar	
31 Out.	1703		FTB-6	Alcântara	*
02 Nov.	1755	NASA 36.255US FOXSI	Black Brant IX	White Sands	*
08 Nov.	1700		FTB-7	CLBI, Barreira do Inferno	
14 Nov.			VR-1	Wallops Island	*
14 Nov.	1107	GT 206GM	Minuteman-III	Vandenberg AFB, LF10	
21 Nov.	1055	NASA 36.260UG IMAGER	Black Brant IX	White Sands	
25 Nov.	1120	MAPHEUS-3	Nike Improved Orion	Esrange, Kiruna	*
28 Nov.			Hatf V (Ghauri)		*

Cronologia Astronáutica (LXXXIII)

Por Manuel Montes

-4 de Outubro de 1951: O *New York Times* faz eco de um artigo publicado no jornal *Pionerskaya Pravda* dois dias antes, onde se confirma aos jovens leitores que o voo de um homem á Lua estará a 10 ou 15 anos de distância. O diário norte-americano conclui então que a tecnologia da URSS está equiparada à dos Estados Unidos e que é perfeitamente factível o lançamento de um satélite num futuro próximo.

-4 de Outubro de 1951: Robert J. Woods, durante uma reunião no *NACA Committee on Aerodynamics*, apoia a ideia de desenvolver um avião experimental de alta velocidade, para estudos a Mach 4 ou mais. A proposta será a semente que dará lugar posteriormente ao famoso X-15.

-10 de Outubro de 1951: O míssil Corporal-E número 11 falha no seu lançamento desde White Sands. Devia testar um novo compartimento para a cabeça explosiva e aletas melhoradas.

-12 de Outubro de 1951: O *Hayden Planetarium* de Nova Iorque organiza o seu primeiro simpósio sobre as viagens espaciais (*Annual Symposium on Space Travel*).

-29 de Outubro de 1951: É lançado desde White Sands a V-2 número 60. Alcança 141 km de altitude. O seu cone foi adaptado para estudar a forma das ondas de choque. Para isso, está dotado com um propulsor sólido JATO que arranca a carenagem, expondo os instrumentos às forças aerodinâmicas supersónicas. Porém, não se obtêm resultados devido ao esgotamento da película fotográfica.

-30 de Outubro de 1951: Depois de quatro anos de trabalhos, Glushko não conseguiu que o motor RD-110, destinado a impulsionar o míssil R-3, funcionasse como era devido. O mesmo acontece ao D-2 da concorrência. Korolev encontra-se então perante a impossibilidade de proporcionar aos militares o míssil prometido, com um alcance de 3.000 km. Mas dado que o seu protótipo inferior, o R-3A, está quase pronto, o engenheiro chefe parte deste último para lograr um míssil menos ambicioso, com um alcance de 1.200 km, que satisfaça o Exército, pelo menos de forma provisória. Nascerá assim o novo R-5, equipado com o motor RD-103. Terá 20,7 metros de altura e 1,6 metros de diâmetro, assim como uma massa no lançamento de 28,5 toneladas.

-31 de Outubro de 1951: O controlo do programa Hermes é transferido para o *Redstone Arsenal*.

-Novembro de 1951: É publicado no *Journal of the British Interplanetary Society* o artigo que descreve a proposta da sociedade acerca dos "*Minimum Satellite Vehicles*", a culminação de uma série de estudos sobre lançadores espaciais mínimos iniciada em 1948.

-Novembro de 1951: A *US Air Force* encarrega a *Atomic Energy Commision* com um trabalho de investigação sobre pequenos reactores nucleares que possam ser empregados para proporcionar energia aos futuros satélites militares.

-27 de Novembro de 1951: É declarado operacional o míssil soviético R-2. A partir de Dezembro, os veículos serão fabricados em série na Ucrânia.

-Dezembro de 1951: O desenho e desenvolvimento da fuselagem do futuro míssil Redstone já estão prontos. O tanque de oxigénio será colocado por debaixo do tanque de álcool, com um único motor impulsor na base. Um sistema chamado ST-80 encarregar-se-á da orientação mediante o controlo das aletas, situadas tanto na base como à altura do tanque de combustível. O ST-80, porém, não se utilizará imediatamente, devido à sua falta de disponibilidade, sendo introduzido pouco a pouco, no lugar do provisório LEV-3.

-6 de Dezembro de 1951: Voa um míssil Corporal-E. Desconhecem-se os resultados.

-27 de Dezembro e de 1951: Korolev apresenta um relatório de conclusões sobre o desenvolvimento de um míssil balístico de longo alcance, cujos resultados não são muito distintos aos obtidos pelo grupo de engenheiros encabeçado por Keldysh, Kamynin e Okhotsimskiy. As comparações entre seis tipos de foguetões (etapa única com oxigénio líquido; etapa única com fluorina; paralelo de duas etapas; conjunto de duas etapas; etc.), permitem definir um pouco melhor como será o primeiro ICBM do mundo. Em vista dos problemas encontrados no desenho do míssil R-3, a base de muitos destes conceitos, Korolev decide que talvez seja mais conveniente usar um míssil com um corpo central e quatro aceleradores laterais, todos com motores menos potentes que o do R-3. Durante os próximos meses, optar-se-á por cancelar o desenvolvimento do míssil R-3e passar directamente à construção do ICBM.

-Finais de 1951: Nos Estados Unidos, um grupo opositor à utilização de câmaras a bordo de satélites para missões espaciais de reconhecimento pretende provar a sua teoria instalando uma lente de 7,5 mm numa câmara Leica e utilizando ambos a 30.000 pés, a bordo de um avião. Surpreendentemente, as ampliações do material fotográfico obtido mostram muitos detalhes da Base Aérea de Wright-Patterson, bem como de pontes e estradas. A efectividade do método fica demonstrada e os opositores convertem-se em firmes defensores da ideia dos satélites espiões.

Nota sobre o autor: Nascido em 1965, Manuel Montes Palacio, é um escritor freelancer e divulgador científico desde 1989, especializando-se em temas relacionados com a Astronáutica e Astronomia. Pertence a diversas associações espanholas e internacionais, tais como a *Sociedad Astronómica de España y América* e a *British Interplanetary Society*, tendo colaborado com centenas de artigos para um grande número de publicações, entre elas a britânica *Spaceflight* e as espanholas *Muy Interessante*,

Quo, *On-Off*, *Tecnología Militar*, U*niverso* e *Historia y Vida*. Actualmente elabora semanalmente o boletim gratuito "*Noticias del Espacio*", distribuído exclusivamente através da Internet, e os boletins "*Noticias de la Ciencia y la Tecnologia*" e "*NC&T Plus*", participando também na realização dos conteúdos do canal científico da página "*Terra*".

Explicação dos Termos Técnicos

Impulso específico (Ies) – Parâmetro que mede as potencialidades do combustível (propulsor) de um motor. Expressa-se em segundos e equivale ao tempo durante o qual 1kg desse combustível consegue gerar um impulso de 10N (Newton). É medido dividindo a velocidade de ejecção dos gases de escape pela aceleração da gravidade. Quando maior é o impulso específico maior será o rendimento do propulsante e, consequentemente, do motor. O impulso específico (em vácuo) define a força em kgf gerada pelo motor por kg de combustível consumido por tempo (em segundos) de funcionamento:

$$\left({}^{\text{kgf}}/_{(\text{kg/s})}\right) = \text{s}$$

Quanto maior é o valor do impulso específico, mais eficiente é o motor.

Tempo de queima (Tq) – Tempo total durante o qual o motor funciona. No caso de motores a combustível sólido representa o valor do tempo que decorre desde a ignição até ao consumo total do combustível (de salientar que os propulsores a combustível sólido não podem ser desactivados após a entrada em ignição). No caso dos motores a combustível líquido é o tempo médio de operação para uma única ignição. Este valor é usualmente superior ao tempo de propulsão quando o motor é utilizado num determinado estágio. É necessário ter em conta que o tempo de queima de um motor que pode ser reactivado múltiplas vezes, é bastante superior ao tempo de queima numa dada utilização (voo).

Impulso específico ao nível do mar (Ies-nm) – Impulso específico medido ao nível do mar.

Órbita de transferência – É uma órbita temporária para um determinado satélite entre a sua órbita inicial e a sua órbita final. Após o lançamento e a sua colocação numa órbita de transferência, o satélite é gradualmente manobrado e colocado a sua órbita final.

Órbita de deriva – É o último passo antes da órbita geostacionária, uma órbita circular cuja altitude é de aproximadamente 36000 km.

Fracção de deriva – É a velocidade de um satélite movendo-se numa direcção longitudinal quando observado a partir da Terra.

Órbita terrestre baixa – São órbitas em torno da Terra com altitude que variam entre os 160 km e os 2000 km acima da superfície terrestre.

Órbita terrestre média – São órbitas em torno da Terra com altitudes que variam entre os 2000 km e os 35786 km (órbita geostacionária). São também designadas órbitas circulares intermédias.

Órbita geostacionária – São órbitas acima do equador terrestre e com excentricidade 0 (zero). Visto do solo, um objecto colocado numa destas órbitas parece estacionário no céu. A posição do satélite irá unicamente ser diferenciada pela sai longitude, pois a latitude é sempre 0º (zero graus).

Órbita polar – São órbitas nas quais os satélites passam sobre o perto dos pólos de um corpo celeste. As suas inclinações orbitais são de (ou aproximadas a) 90º em relação ao equador terrestre.

Delta-v – Em astrodinânica o delta-v é um escalar com unidades de velocidade que mede a quantidade de «esforço» necessário para levar a cabo uma manobra orbital. É definido como

$$\Delta v = \int_t \frac{|T|}{m}\, dt$$

Onde **T** é a força instantânea e **m** é a massa instantânea. Na ausência de forças exteriores, e quando a força é aplicada numa direcção constante, a expressão em cima simplifica para

$$= \int_t |a|\, dt = |v_1 - v_0|$$

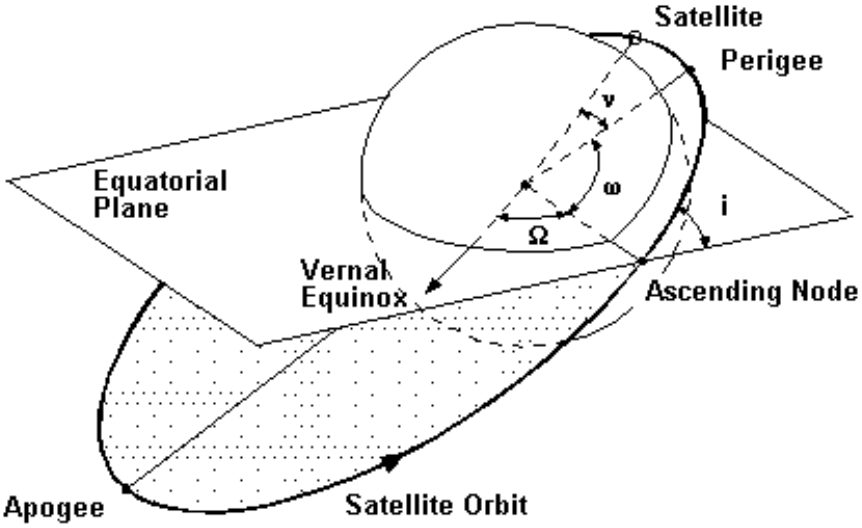
, que é simplesmente a magnitude da mudança de velocidade.

Parâmetros orbitais

Apogeu: ponto de altitude máxima da órbita.

Perigeu: ponto de altitude mínima da órbita.

Nodos ascendente e descendente da órbita: são os pontos de intersecção da órbita com o plano equatorial. Nodo ascendente é aquele que o satélite atravessa no Equador quando se dirige do Sul para o Norte. Nodo descendente é aquele que o satélite atravessa no Equador quando se dirige do Norte para o Sul. A "linha dos nodos" é aquela que liga os nodos ascendente e descendente, passando pelo centro da Terra.



Inclinação (I): ângulo entre o plano orbital do satélite e o plano equatorial da Terra. Inclinações próximas a 0º correspondem às chamadas órbitas equatoriais. Inclinações próximas a 90º correspondem às chamadas órbitas polares pois cobrem os dois pólos. Órbitas com inclinação entre 0º e 90º rodam no mesmo sentido que a Terra (Oeste - Este) e por isso são denominadas de "progressivas". Órbitas com inclinação maior que 90º rodam no sentido contrário à Terra (Este - Oeste) e por isso são chamadas de "retrógradas". Inclinações maiores que 50º e menores que 130º correspondem a órbitas "polares" pois atingem latitudes altas. Inclinações menores que 40º correspondem a órbitas próximas ao Equador.

Ascensão recta do nodo ascendente (*Right Ascension of Ascending Node* - RAAN - Ω): ângulo entre o primeiro ponto de Aires e o nodo ascendente. Segundo valor que alinha a elipse orbital no espaço, considerando que a inclinação é o primeiro.

Argumento do perigeu (*Argument of perigee* - ϖ): é o ângulo medido no plano orbital, na direcção do movimento, do nodo ascendente ao perigeu. É o ângulo entre o eixo maior da elipse (linha entre o perigeu e o apogeu) e a linha dos nodos, medido no plano da órbita. Varia entre 0° e 360°, sendo igual a 0º quando o perigeu está no nodo ascendente, e 180º quando o satélite está mais longe da Terra (apogeu) cruzando o Equador em movimento ascendente. Determina a posição da elipse orbital no plano orbital, visto que a inclinação ***I*** e a ascensão recta Ω determinam a posição do plano orbital no espaço.

Excentricidade: determina a forma da elipse orbital. Círculo: Excentricidade = 0; Elipse longa e estreita: Excentricidade = 1.

Movimentação média (*Mean motion* - n): velocidade angular média do satélite (em revoluções por dia) em uma órbita elíptica: $n = 2.\pi /T$ onde T é o período orbital. Parâmetro relacionado com o tamanho da órbita (distância do satélite à Terra).

Anomalia média (*Mean anomaly* - M): especificação da posição do satélite na órbita numa dada época. Ângulo medido a partir do perigeu na direcção do movimento do satélite, que um satélite teria se se movesse em velocidade angular constante.

Anomalia verdadeira: ângulo no plano orbital do satélite entre o perigeu e a posição do satélite medido na direcção do movimento do satélite.

Elementos keplerianos: descrevem a forma e orientação de uma órbita elíptica em torno da Terra, bem como a posição de um satélite naquela órbita em uma dada época (data e hora de referência): argumento do perigeu, ascensão recta do nodo ascendente, anomalia média, semi-eixo maior, inclinação e excentricidade.

Perturbações: existem os seguintes tipos de perturbações: **Geopotencial** - devido ao achatamento terrestre, ou seja, ao desvio principal da Terra em relação à forma esférica; altera a orientação do plano orbital no espaço sem alterar a inclinação; altera a orientação da elipse no plano orbital; **Atracão lunissolar -** devido às acções atractivas do Sol e da Lua; afecta todos os elementos orbitais, diminuindo a altura do perigeu e, consequentemente, afectando o tempo de vida do satélite; **Arrasto (atrito) atmosférico -** devido ao atrito com a atmosfera; diminuição do semi-eixo maior, da excentricidade e do período de revolução.

Combustíveis e Oxidantes

N_2O_4 – Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto); De uma forma simples pode-se dizer que o oxidante N_2O_4 consiste no tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogénio. No seu estado puro o N_2O_4 contém menos de 0,1% de água. O N_2O_4 tem uma coloração vermelho acastanhada tanto nas suas fases líquida como gasosa, sendo incolor na fase sólida. Este oxidante é muito reactivo e tóxico, tendo um cheiro ácido muito desagradável. Não é inflamável com o ar, no entanto inflamará materiais combustíveis. Surpreendentemente não é sensível ao choque mecânico, calor ou qualquer tipo de detonação. O N_2O_4 é fabricado através da oxidação catalítica da amónia, onde o vapor é utilizado como diluente para reduzir a temperatura de combustão. Grande parte da água condensada é expelida e os gases ainda mais arrefecidos, sendo o óxido nítrico oxidado em dióxido de nitrogénio. A água restante é removida em forma de ácido nítrico. O gás resultante é essencialmente tetróxido de nitrogénio puro. Tem uma densidade de 1,45 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -11,0ºC e o seu ponto de ebulição a 21,0ºC.

UDMH ($(CH_3)_2NNH_2$) – *Unsymmetrical Dimethylhydrazine* (Hidrazina Dimetil Assimétrica); O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível aos choques e os seus vapores são altamente inflamáveis ao contacto com o ar em concentrações de 2,5% a 95,0%. Tem uma densidade de 0,79g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -57,0ºC e o seu ponto de ebulição a 63,0ºC.

LOX – Oxigénio Líquido; O LOX é um líquido altamente puro (99,5%) e tem uma cor ligeiramente azulada, é transparente e não tem cheiro característico. Não é combustível, mas dar vigor a qualquer combustão. Apesar de ser estável, isto é resistente ao choque, a mistura do LOX com outros combustíveis torna-os altamente instáveis e sensíveis aos choques. O oxigénio gasoso pode formar misturas com os vapores provenientes dos combustíveis, misturas essas que podem explodir em contacto com a electricidade estática, chamas, descargas eléctricas ou outras fontes de ignição. O LOX é obtido a partir do ar como produto de destilação. Tem uma densidade de 1,14 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -219,0ºC e o seu ponto de ebulição a -183,0ºC.

LH_2 – Hidrogénio Líquido; O LH_2 é um líquido em equilíbrio cuja composição é de 99,79% de para-hidrogénio e 0,21 orto-hidrogénio. O LH_2 é transparente e som odor característico, sendo incolor na fase gasosa. Não sendo tóxico, é um líquido altamente inflamável. O LH_2 é um bi-produto da refinação do petróleo e oxidação parcial do fuelóleo daí resultante. O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de 0,07 g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -259,0ºC e o seu ponto de ebulição a -253,0ºC.

NH_4ClO_4 – Perclorato de Amónia; O NH_4ClO_4 é um sal sólido branco do ácido perclorato e tal como outros percloratos, é um potente oxidante. A sua produção é feita a partir da reacção entre a amónia e ácido perclorato ou por composição entre o sal de amónia e o perclorato de sódio. Cristaliza em romboedros incolores com uma densidade relativa de 1,95. É o menos solúvel de todos os sais de amónia. Decompõe-se antes da fusão. Quando ingerido pode causar irritação gastrointestinal e a sua inalação causa irritação do tracto respiratório ou edemas pulmonares. Quando em contacto com a pele ou com os olhos pode causar irritação.

Constantes

Algumas constantes de interesse:

- 7726 m/s (8000), Velocidade orbital terrestre a uma altitude de 300 km
- 3075 m/s (3000), Velocidade orbital na órbita geossíncrona (35786 km)
- 6371 km (6400), Raio médio da Terra
- 6378 km (6400), Raio equatorial da Terra
- 1738 km (1700), Raio médio da Lua
- 5.974e24 kg (6e^{24}), Massa da Terra
- 7.348e22 kg (7e^{22}), Massa da Lua
- 1.989e30 kg (2e^{30}), Massa do Sol
- 3.986e14 m^3/s^^{2} (4e^{14}), Constante gravitacional vezes a massa da Terra
- 4.903e12 m^3/s^^{2} (5e^{12}), Constante gravitacional vezes a massa da Lua
- 1.327e20 m^3/s^^{2} (13e^{19}), Constante gravitacional vezes a massa do Sol
- 384401 km (4e^5), Distância media entre a Terra e a Lua
- 1.496e11 m (15e^{10}), Distância media entre a Terra e o Sol (Unidade astronómica)

Em Órbita